Nationale Volksarmee
Offiziershochschule LSK/LV
"Franz Mehring"

Flugüberwachungsgeräte

- Studienunterlage -

Erarbeitet:
Major G. Hass

1. Die Atmosphäre

Zur Geräteausrüstung gehören eine Reihe von Geräten, deren Arbeitsprinzip auf der Ausnutzung der Eigenschaften der Atmosphäre beruhen. Deshalb sind für den Mechaniker bestimmte Kenntnisse über den Aufbau der Atmosphäre und deren Eigenschaften notwendig.

1.1 Aufbau der Atmosphäre

Die Lufthülle, die die Erde umgibt, heißt Atmosphäre (griechisch atmös = Dampf, Dunst und sphaira = Kegel). Die Eigenschaften der Atmosphäre bestimmen in weitem Maße die konstruktiven Ausführungen moderner Flugzeuge, die Arbeit bestimmter Geräte und nicht zuletzt die Arbeitsbedingungen der Flugzeugbesatzungen.

Die Erforschung der Atmosphäre geschah durch Bergstationen, Ballonaufstiege, Flugzeuge, Raketen (künstliche Erdsatelliten). Dabei wurde in allen erreichten Höhen eine gleichmäßige Luftzusammensetzung festgestellt. Die Luft besteht aus 78 % N, 21 % O, 1 % Edelgase, Kohlendioxyd. Die äußere Grenze der Atmosphäre, also die Höhe der Lufthülle, vermag man nicht genau zu bestimmen. Wichtig ist die Kenntnis der Höhen, in denen die Luft noch einen spürbaren Einfluß auf Flugkörper hat. Als sicher bewiesen gilt:

- Sternschnuppen in 2 - 300 km Höhe
- Polarlichter in 750 - 1200 km Höhe.

Der Übergang der Atmosphäre in den kosmischen Raum erfolgt allmählich, jedoch wird angenommen, daß Spuren der Atmosphäre bis 2000 km Höhe vorhanden sind.
Die Verteilung der Luftmassen ergab sich zu

50 % in den Höhen bis 5,5 km
75 % in den Höhen bis 10,0 km
94 % in den Höhen bis 20,0 km.

Da sich bestimmte Teile der Atmosphäre durch besonders typische Eigenschaften auszeichnen, hat man die gesamte Lufthülle in Schich-

ten eingeteilt.

1.1.1 Die Troposphäre

Der an die Erde angrenzende Teil der Atmosphäre heißt Troposphäre. Das Charakteristische an dieser Schicht ist die Wetterbildung.

Die Höhe der Troposphäre ist nicht konstant, sie ändert sich mit dem Breitengrad und mit der Jahreszeit. Im Jahresmittel beträgt die Höhe am Pol etwa 8 km und am Äquator 17 km. In der Breite von 45° wird die Höhe der Troposphäre mit 11 km angegeben.

1.1.2 Die Stratosphäre

Sie grenzt an die Troposphäre und reicht bis zu einer Höhe von 65 km. In dieser Schicht tritt keine Wolken- oder Nebelbildung auf. Die Winde haben fast konstante Richtung. Die Temperatur ist ebenfalls annähernd konstant, sie beträgt -56,5° C.
Die chemische Zusammensetzung der Luft hat sich nicht verändert, nur der Heliumanteil ist geringfügig größer geworden. Der Luftdruck nimmt weiterhin ab, wobei die barometrische Stufe größer wird.

1.1.3 Die Ionosphäre

Sie ist die äußerste Schicht der Lufthülle. Das charakteristische Merkmal dieser Schicht ist die Reflektierung der elektromagnetischen Wellen. Das Temperaturverhalten der Ionosphäre ist sehr unterschiedlich. Der Luftdruck nimmt weiterhin ab.

1.1.4 Die Internationale Normalatmosphäre (INA)

Der Zustand der Atmosphäre ist bekanntlich sehr veränderlich. Auch bei unveränderter Höhe muß die geographische Lage, die Jahres- und Tageszeit beachtet werden. Es ist also nicht nur die Temperatur eine veränderliche Größe, sondern auch der Luftdruck und die Luftdichte.

Mit der raschen Entwicklung der Luftfahrt wurde es immer dringlicher, eine einheitliche Basis für die Berechnung zu schaffen. Die Internationale Normalatmosphäre ist ein Tabellenwerk mit mittleren idealisierten Werten, die durch jahrelange Beobachtungen und Messungen ermittelt wurden.
Die INA legt eine Höhe für die Troposphäre von 11 km fest.

1.1.5 Der Luftdruck

Da jeder Körper ein bestimmtes Gewicht hat, mit dem er einen Druck auf seine Unterlage ausübt, muß auch die Luft einen Druck auf die Erdoberfläche ausüben.
Der Nachweis des Luftdruckes wurde von dem italienischen Physiker Evangelista Torricelli (1608-1647) erbracht (1643). Bei seinen Versuchen blieb das Quecksilber im Mittel bei 760 mm stehen. Torricelli schlußfolgerte daraus, daß dem Gewicht der Quecksilbersäule entgegen wirkt. Um den Luftdruck zu berechnen, braucht man nur den Druck der Quecksilbersäule auf ihre Unterlage ermitteln.

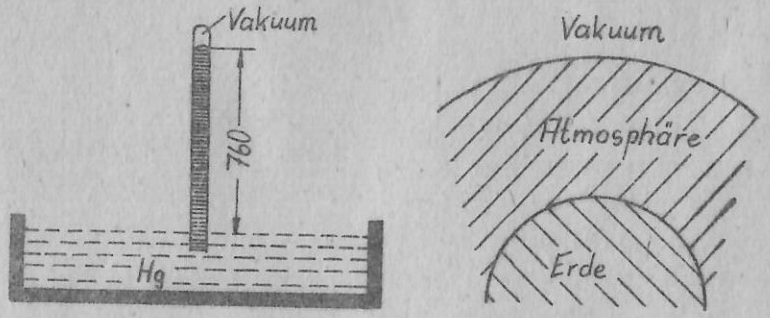


Bild 1: Prinzipielle Darstellung des Versuches von Torricelli zur Bestimmung des Luftdruckes

Den Druck berechnet man nach der Beziehung

$$P = \frac{G}{A} \qquad (1)$$

P Druck der Quecksilbersäule in kp/cm^2
G Gewicht der Quecksilbersäule in kp
A Querschnitt der Quecksilbersäule in cm^2

Das Gewicht berechnet man nach der Beziehung

$$G = \gamma \cdot V \qquad (2)$$

V Volumen der Quecksilbersäule in cm^3
spezifische Wichte des Quecksilbers in p/cm^3

Für das Volumen kann man die Faktoren A · h einsetzen. Werden beide Ausdrücke in die Gleichung (1) eingesetzt, erhält man:

$$P = \frac{\gamma \cdot F \cdot h}{F}$$

$$P = \gamma \cdot h \qquad (3)$$

Rechenbeispiel:

Berechne das Gewicht einer Quecksilbersäule von 760 mm Länge und einem Querschnitt von 1 cm^2.

Gegeben:
$\gamma = 13{,}6\ p/cm^3$
$h = 76\ cm$
$A = 1\ cm^2$

Gesucht:
Volumen der Säule V
Gewicht der Säule G
Druck der Säule P

Lösung:

$V = A \cdot h$

$V = 1\ cm^2 \cdot 76\ cm$ $\qquad \underline{V = 76\ cm^3}$

$G = \gamma \cdot V$

$G = 13{,}6\ p/cm^3 \cdot 76\ cm^3$ $\qquad \underline{G = 1033\ p = 1{,}033\ kp}$

$P = \frac{G}{A}$

$P = \frac{1{,}033\ kp}{1\ cm^2}$ $\qquad \underline{P = 1{,}033\ kp/cm^2}$

Nach Torricelli hält sich also der Luftdruck und der Druck der Quecksilbersäule die Waage. Somit entspricht jeder Quecksilbersäulenstand einem bestimmten Luftdruck.
Der Luftdruck auf dem Niveau des Meeresspiegels beträgt unter der Bedingung + 15° C 760 mm Hg. Diese Größe wird physikalische Atmosphäre genannt und hat die Meßeinheit Atm.
Zu Ehren Torricellis wird der Luftdruck in Torr gemessen.

1 mm Hg = 1 Torr

Bei technischen Berechnungen verwendet man gern glatte Rechengrößen. Dazu hat man die technische Atmosphäre mit einer Größe von 1 kp/cm^2 = 735 mm Hg mit der Meßeinheit at eingeführt.

Der Luftdruck ist eine veränderliche Größe und wird vom Gewicht bestimmt. Das Gewicht der Luft ist aber abhängig von der Dichte. Die Dichte wiederum ist von der Temperatur abhängig.
Die Dichte steigt bei sinkender Temperatur. Das heißt, eine Luftsäule mit niedriger Temperatur weist einen größeren Luftdruck auf, als eine gleiche Luftsäule mit höherer Temperatur.

Außer[illegible]ten noch dynamische Vorgänge auf. Durch das Zusammen-

strömen von Luftmassen entsteht eine Massenanreicherung und damit verbunden ein erhöhter Luftdruck (Hoch), im umgekehrten Falle ein Tief.
Da Luft als Gas kompressibel ist, werden die Luftschichten in Bodennähe zusammengedrückt, d.h. Druck und Dichte sind in Bodennähe größer als in einer bestimmten Höhe.

1.1.6 Die Barometrische Stufe

Betrachtet man einige Durchschnittswerte für den Druck in verschiedenen Höhen, so kann man feststellen, daß die Druckabnahme nicht gleichmäßig erfolgt. Man erkennt, daß die Druckdifferenz mit zunehmender Höhe für gleiche Höhenunterschiede immer kleiner wird.

H in km	Druck in Torr	Druckdifferenz in Torr
0	760	164
2	596	134
4	462	108
6	354	87
8	267	69
10	198	54
12	144	

Tabelle 1: Der Luftdruck in verschiedenen Höhen (nach INA)

Die Höhenänderung, welche einer Druckänderung von einem Torr entspricht, nennt man die Barometrische Stufe.
Anders ausgedrückt:
Die Barometrische Stufe gibt an, um wieviel Meter man die Höhe ändern muß (nach oben oder unten), um eine Luftdruckänderung von einem Torr zu erreichen.

Die Berechnung der Größe der Barometrischen Stufe folgt der Beziehung:

$$B_S = \frac{H_2 - H_1}{P_1 - P_2} = \frac{\Delta H}{\Delta P} \quad \frac{m}{Torr} \qquad (4)$$

Rechenbeispiel
Der Druck in 0 m Höhe beträgt 760 Torr, der in 1000 m Höhe 674 Torr. Wie groß ist die B_S?

$$B_S = \frac{H_2 - H_1}{P_1 - P_2} = \frac{1000 - 0}{760 - 674} = \frac{1000}{86} = 11,5$$

Die Barometrische Stufe ist gleich 11,5 $\frac{m}{Torr}$

1.1.7 Die Lufttemperatur

Die unmittelbare Erwärmung der Luft durch die Sonne ist sehr gering. Vielmehr wird der weitaus größte Teil der Sonnenenergie von der Erde aufgenommen und so mittelbar an die Luft abgegeben.

Der Grad der Erwärmung der Erde und damit der Luft ist von vielen Faktoren abhängig. Die wichtigsten Faktoren sind:

- geographische Breite
- Jahreszeit
- Tageszeit
- Geländeform, -eigenschaften und Bedeckung.

Da sich die Luft an der Erde erwärmt, nimmt die Lufttemperatur mit zunehmender Höhe ab. Nach der INA beträgt die Temperaturabnahme im Mittel je 100 m Höhe 0,65° C.

$$T_{gr.} = 0,65 \frac{^\circ C}{100\ m}$$

Der wirkliche Temperaturgradient ergibt sich aus folgender Be-

ziehung:

$$T_{gr.} = \frac{T_o - T_1}{H} \qquad (5)$$

T_o Temperatur in der Höhe H_o
T_1 Temperatur in der Höhe H
H Höhe, in der T_1 gemessen wurde

Die Gleichung (5) gilt nur bis zu einer Höhe von 11 km.

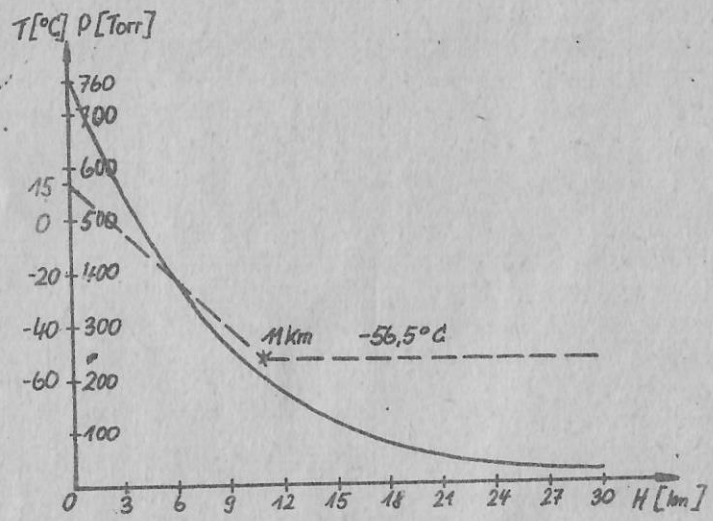


Bild 2: Verlauf der Druck- und Temperaturabnahme mit zunehmender Höhe

1.1.8 Messen des Druckes

1.1.8.1 Druckmessung mit dem Barometer

Der zu messende Druck wird mit dem Vakuum verglichen. Ein Barometer ist deshalb ein Absolutdruckmesser. Man kann Flüssigkeits- und Membrandosenbarometer verwenden.

Absoluter Druck
ist der Druck in einem Körper b

Relativer Druck
Ist der Über- oder Unterdruck b
der Regel den jeweils herrschen

Bild 3: Druckmessung mit Barometer

1.1.8.2 Druckmessung mit dem Manometer

Der zu messende Druck wird mit einer Bezugsgröße verglichen, in der Regel mit dem Tagesdruck.
Das Manometer ist daher ein Relativdruckmesser. Man benutzt Flüssigkeits- und Membranenmanometer.

	Atm	at	Torr
1 Atm	1	1,033	760
1 at	0,968	1	735,56
1 Torr	0,001316	0,001359	1
1 mbar	0,0009862	0,0010197	0,75

Tabelle 2: Umrechnungstabelle für Druckei

Die Meßeinheit mbar findet Anwendung im intern
Bild 4: Druckmessung mit dem Manometer

1.1.8.3 Aufbau und Wirkungsweise einer Druckmeßdose

Eine Druckmeßdose besteht aus zwei kreisförmigen Membranen, die auf dem Kreisumfang miteinander verlötet sind. Das federelasti-

sche Material der Membranen ist eine spezielle Legierung. Am meisten findet Berylliumbronze und Phosphorbronze Anwendung. Zur Verbesserung der Verformu[illegible] der Festigkeit sind die Memb[illegible]rsehen (Sicken).

Eine Barometerdose ist [illegible]m Inneren besteht ein Unterdruck [illegible] den sich ändernden Außendruck.

Eine Manometerdose ist [illegible]t nur bis zu einer Höhe von 11 auf die Druckdifferenz [illegible]ie reagiert und dem Außendruck.

n der Höhe H_0
n der Höhe H
T_1 gemessen wurde

1.1.9 Druckbegriffe

Um das Arbeitsprinzip der Membrandosengeräte richtig zu verstehen, muß man über einige Druckbegriffe völlige Klarheit haben.

Der Statische Druck

Unter der [illegible]-Druck verstehen wir den Luftdruck in der jeweiligen [illegible]n der Bewegung d[illegible]

Der Dyna[illegible]or dem Unter de[illegible] Flugzeug[illegible] Luft entsteht [illegible]windigkeit des[illegible]

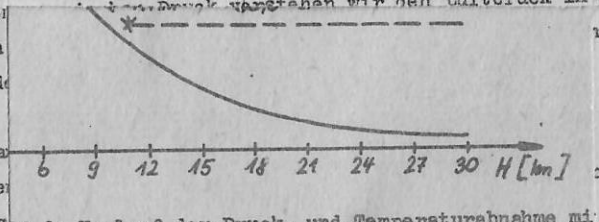


Bild 2: Verlauf der Druck- und Temperaturabnahme mit mender Höhe

Der Gesamtdruck

Zu der Größe des dynamischen Druckes muß in der jeweiligen Höhe die Größe des statischen Druckes addiert werden; denn dieser ist vorhanden und wirksam.

Im technischen Sprachgebrauch sind weitere Begriffe für die verschiedensten Drücke gebräuchlich. Die am meisten verwendeten Begriffe sind:

- Absoluter Druck
  Ist der Druck in einem Körper bezogen auf das Vakuum.
- Relativer Druck
  Ist der Über- oder Unterdruck bezogen auf einen Bezugsdruck, in der Regel den jeweils herrschenden Tagesdruck.

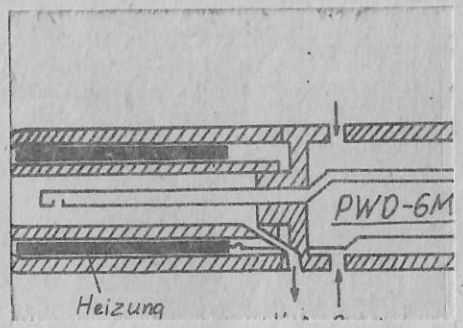


Bild 5: Schema der Druckbeziehungen

	Atm	at	Torr	mbar
1 Atm	1	1,033	760	1013
1 at	0,968	1	735,56	980,5
1 Torr	0,001316	0,001359	1	1,333
1 mbar	0,0009862	0,0010197	0,75	1

Tabelle 2: Umrechnungstabelle für Druckeinheiten

Die Meßeinheit mbar findet Anwendung im internationalen und nationalen meteorologischen Dienst.

1.2 Das statisch-dynamische System

In jedem modernen Flugzeug ist ein statisch-dynamisches System installiert. An dieses System werden alle Geräte angeschlossen, die in Abhängigkeit des statischen und dynamischen Druckes arbeiten. Die Meßwerte, also die Drücke, werden durch einen Meßwertgeber (Staurohr) erfaßt und über ein Schlauch- und Rohrleitungssystem den Geräten zugeführt. Beide Systeme werden zur besseren Unterscheidung [illegible] gekennzeichnet.

Die üblichen F[illegible]terdöse ist
Dynamisch[illegible]ckdifferenz
statische[illegible]ngen
Es ist weiterh[illegible]atisch - blau
zu kennzeichne[illegible]ffe

[illegible]eitsprinzip der Membrandosengeräte ri[illegible]
[illegible]er einige Druckbegriffe völlige Klarh[illegible]

1.2.1 Staurohre

Staurohre dienen zur Abnahme des statischen und des Gesamtdruckes. Sie sind mit Hilfe eines Staurohrträgers im Bereich der vom Flugzeug noch nicht gestörten Luftmassen montiert. Der Montageort ist in der Regel am Rumpfbug oder am Tragflügel. Die Staurohre haben Öffnungen für die Aufnahme des statischen und des Gesamtdruckes sowie zum Wasserabfluß. Um die Gefahr einer möglichen Vereisung zu beseitigen, sind die Staurohre mit einer Heizung versehen. Die Heizung hat eine Stromaufnahme von 6 A. Sie darf am Boden nur zur Überprüfung eingeschaltet werden (max. 3 min).

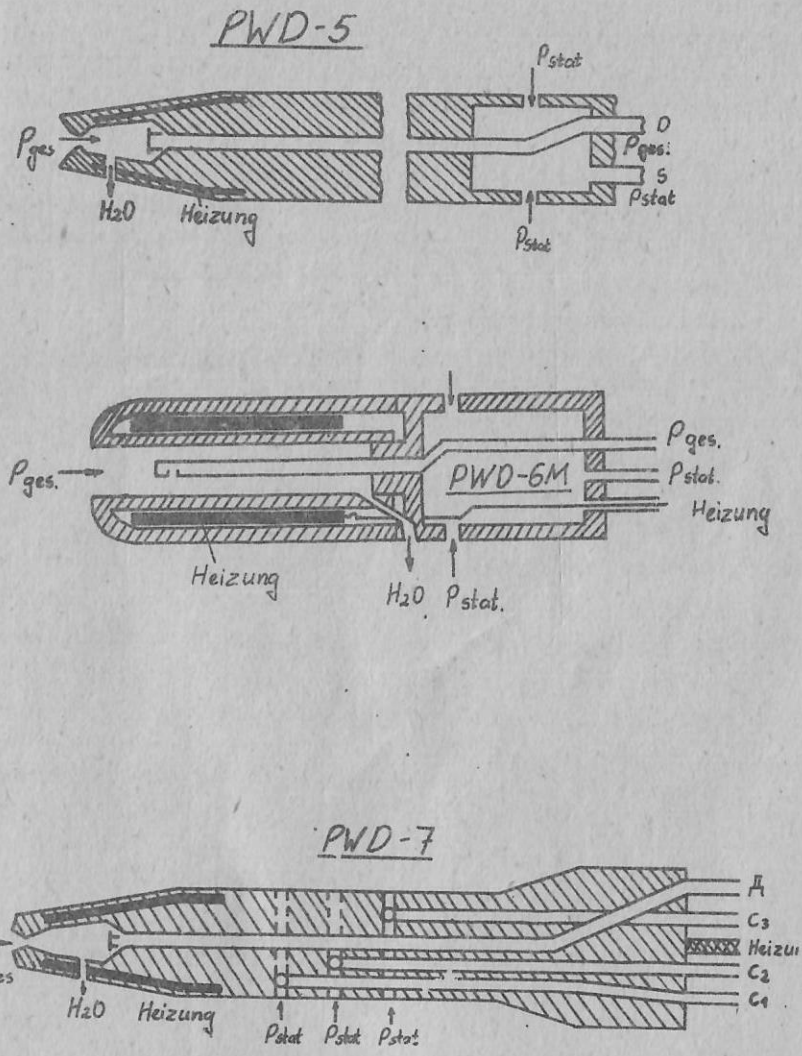


Bild 5: Staurohrtypen

1.2.2 Notstaurohre

Um die Flugsicherheit zu erhöhen, sind alle modernen Flugzeuge mit einem Notstaurohrsystem ausgerüstet. Sollte während des Fluges das Hauptsystem ausfallen, hat der Pilot die Möglichkeit auf das Notsystem umzuschalten. Das Umschalten erfolgt mit einem Dreiwegehahn, der in der Arbeits- und Notstellung arretiert ist.

Es gibt Notstaurohre, die nur den Gesamtdruck aufnehmen und solche, die den Gesamtdruck und den statischen Druck aufnehmen.

Notstaurohre sind ebenfalls mit einem Wasserabfluß versehen und mit einer Heizung ausgestattet. Es gelten die gleichen Bedingungen für die Inbetriebnahme wie bei den Hauptstaurohren.

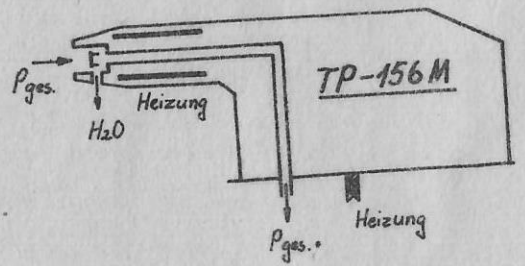


Bild 6: Notstaurohr TP-156M

1.2.3 Statisch-dynamische Systeme der Flugzeugtypen

Da jedes Flugzeug spezifische Aufgaben zu erfüllen hat, sind auch die statisch-dynamischen Systeme der Flugzeuge unterschiedlich.

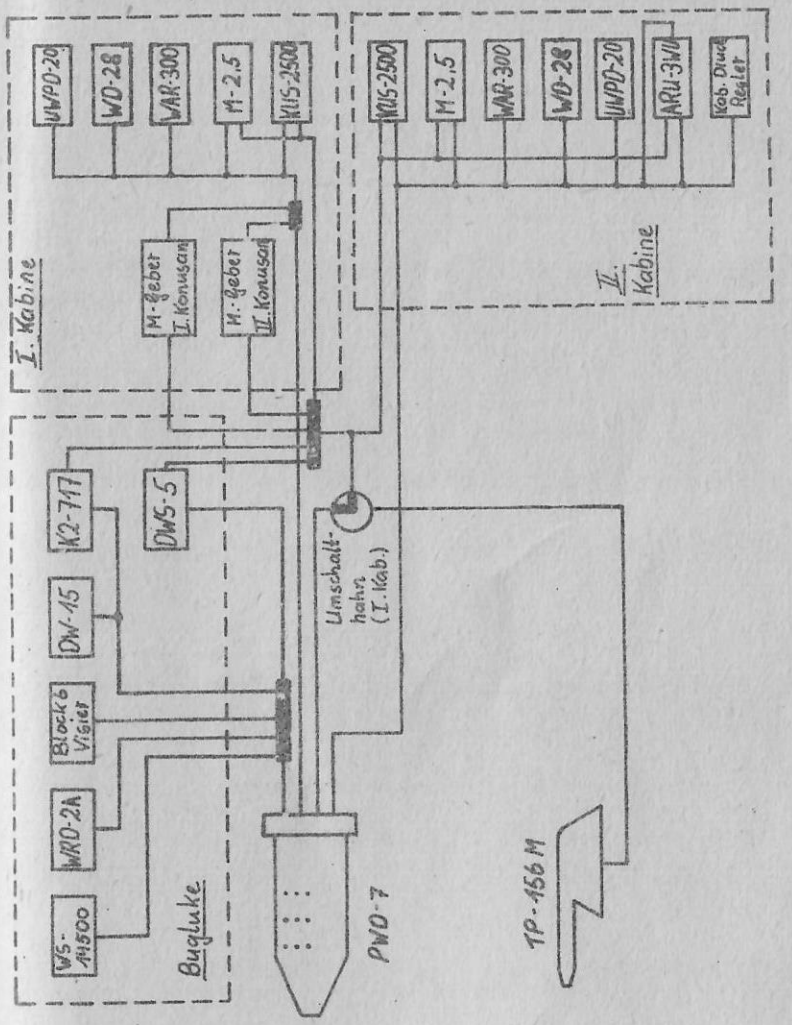


Bild 7: Statisch-dynamisches System des Flugzeuges MiG-21U

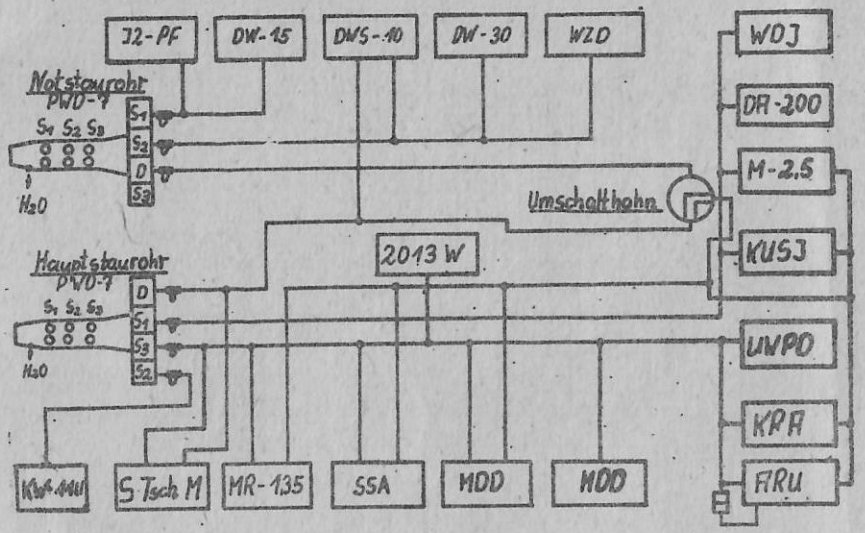


Bild 8: Statisch-dynamisches System des Flugzeuges MiG-21M

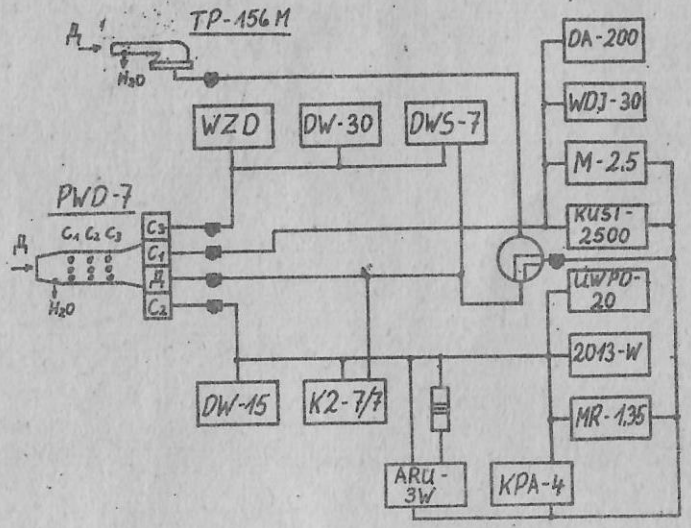


Bild 9: Statisch-dynamisches System des Flugzeuges MiG-21 SPS

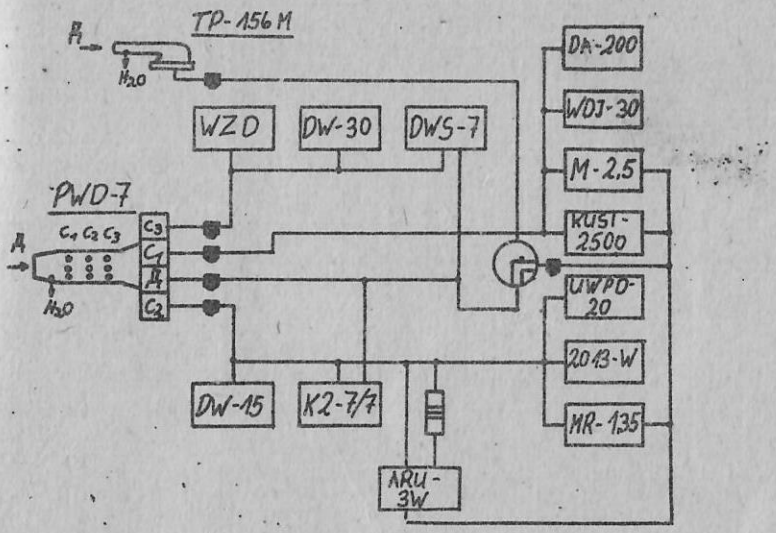


Bild 10: Statisch-dynamisches System des Flugzeuges MiG-21PF

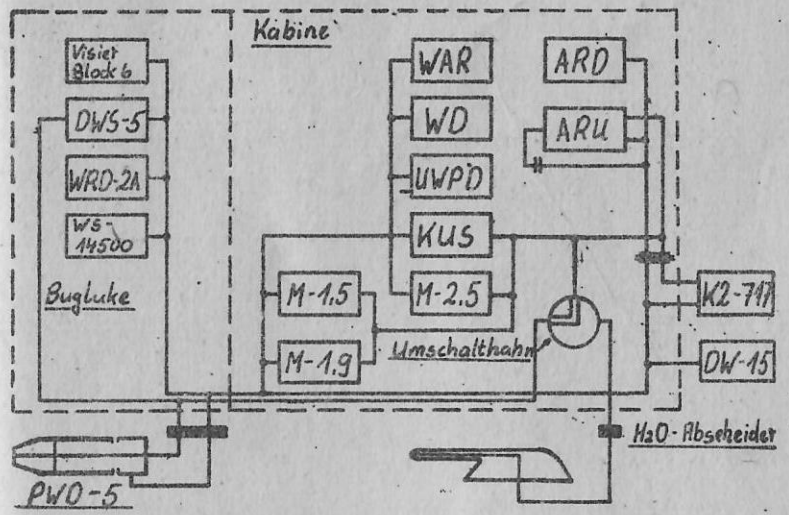


Bild 11: Statisch-dynamisches System des Flugzeuges MiG-21F-13

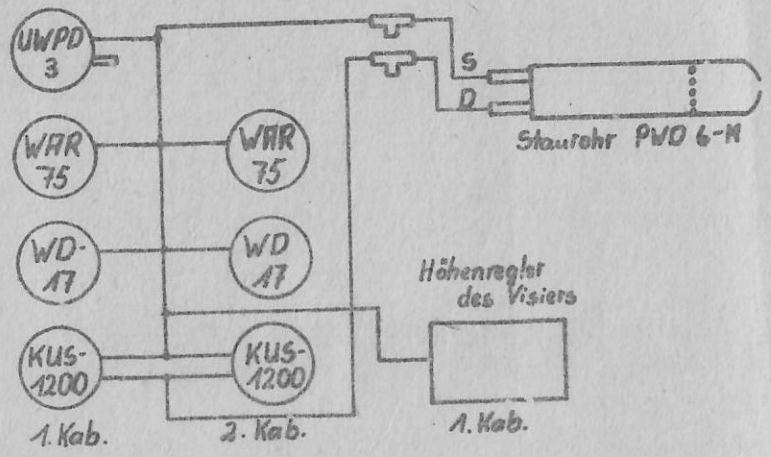


Bild 12: Statisch-dynamisches System des Flugzeuges MiG-15UTI

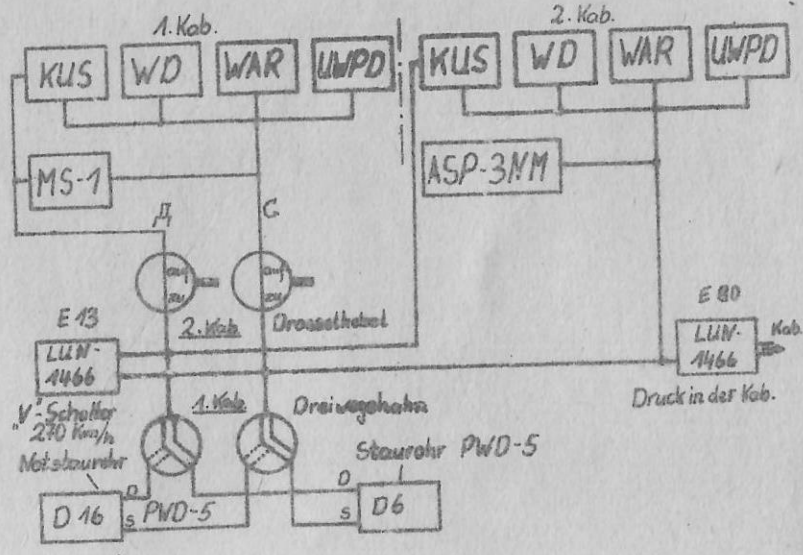


Bild 13: Statisch-dynamisches System des Flugzeuges L-29

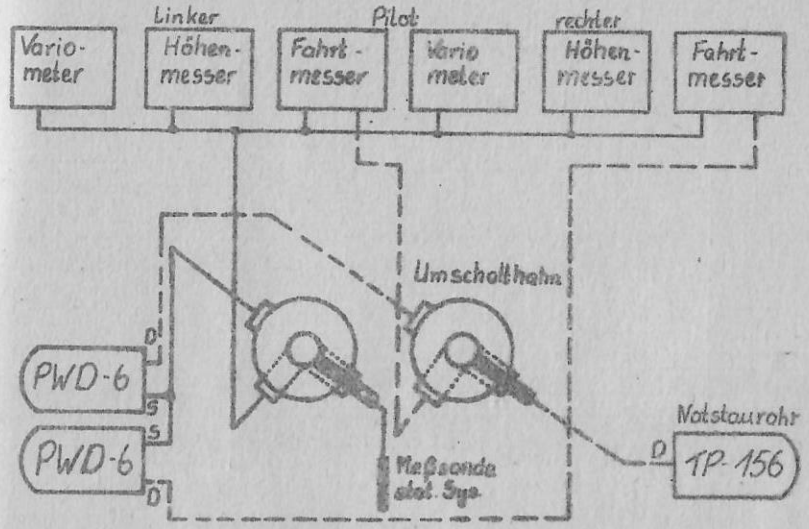


Bild 14: Statisch-dynamisches System des Flugzeuges IL-14P

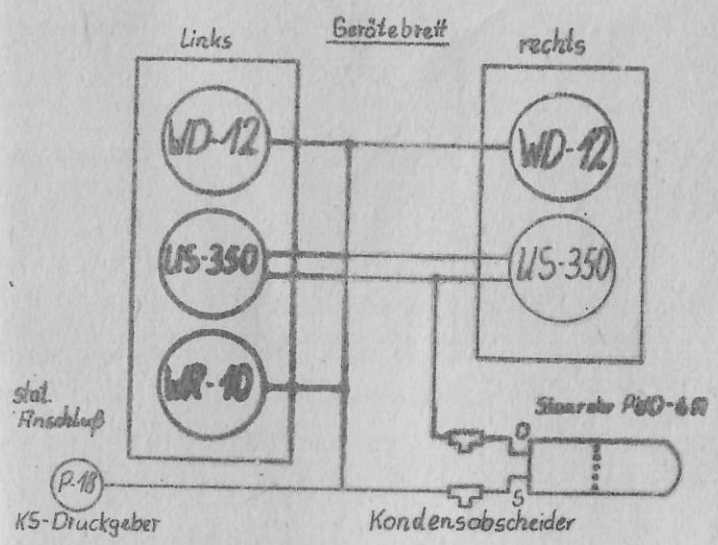


Bild 15: Statisch-dynamisches System des Flugzeuges AN-2

Bild 16: Statisch-dynamisches System des Hubschraubers Mi-4

Bild 17: Statisch-dynamisches System des Hubschraubers Mi-8

1.3 Der barometrische Höhenmesser

Diese Methode ber
Atmosphäre. Da de
ist, kann von die

Sie haben kennen
gemessen werden k
nichts anderes al
geeicht ist.

Jägerleitverfahren
Sperrefliegen
Verbandsflüge

Sauerstoffanlage.

henmessers

inrichtung
nd Gewichtskompensation

1.3.1 Höhenbegriffe

Entsprechend dem Bezugspunkt unterscheidet man verschiedene Höhenbegriffe.

- Höhe über Grund
  Die Höhe über Grund ist die wahre Flughöhe - der senkrechte Abstand von der Erdoberfläche zum Flugzeug.
  Je nach Gestalt der Erdoberfläche wird sich während eines Fluges die Höhe über Grund laufend verändern.
  Die Höhe über Grund kann mit einem barometrischen Höhenmesser nicht (oder nur zufällig) gemessen werden.

- Höhe über Platz (relative Höhe)
  Die Höhe über Platz bezieht sich auf den Start- oder Landeplatz. Es ist der senkrechte Abstand Flugzeug zum Flugplatz, unabhängig davon, wo sich das Flugzeug befindet.
  Die relative Höhe wird durch den barometrischen Höhenmesser mit genügender Genauigkeit angezeigt.

- Höhe über dem Meeresspiegel (absolute Höhe)
  Die Höhe über dem Meresspiegel bezieht sich auf den Amsterdamer Normalpegel (NN). Es ist der senkrechte Abstand vom Flugzeug zum Meeresspiegel.
  Die absolute Höhe kann im Bedarfsfalle vom barometrischen Höhenmesser gemessen werden.

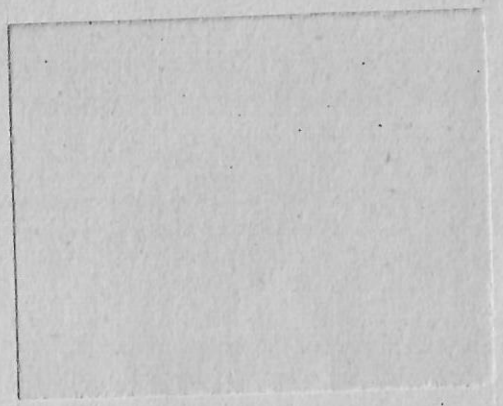


Bild 18: Schematische Darstellung der Höhenbegriffe

1.3.2 Aufgabe und Bedeutung des Höhenmessers

Durch die Konstruktion des barometrischen Höhenmessers kann die relative und die absolute Höhe gemessen werden. In der Praxis in den LSK wird die relative Höhe gemessen.
Die Bedeutung besteht in der Notwendigkeit der Kenntnis der Flughöhe für folgende Aufgaben:

- Start: Erreichen einer bestimmten Sicherheitshöhe unter Berücksichtigung der Startbahnlänge und der Steiggeschwindigkeit.
- Landung: Einschätzen des Landeanfluges unter Berücksichtigung der Sinkgeschwindigkeit.
- Sicherheitshöhe: Zum Überfliegen von Hindernissen.
- Navigation: Berücksichtigung der verschiedenen Windverhältnisse in den jeweiligen Flughöhen.

- Taktische Aufgaben: Gezielter Bombenabwurf
  Luftfotografie
  Jägerleitverfahren
  Sperrefliegen
  Verbandsflüge
- Benutzung der Sauerstoffanlage.

1.3.3 Aufbau eines Höhenmessers

- Meßfühler
- Übertragungseinrichtung
- Temperatur- und Gewichtskompensation
- Anzeigeteil und Verstelleinrichtung
- Elektromechanische Baugruppe für Höhenkommando

Der Meßfühler
Als Meßfühler werden ein oder zwei Barometerdosen verwendet. Diese sind bis auf einen Restdruck von 10^{-4} Torr evakuiert. Durch die Eigenelastizität halten diese Dosen dem äußeren atmosphärischen Druck das Gleichgewicht. Infolge der in den Membranen entsteht bei Druckverminderung ein gleichmäßiger Dosenhub.

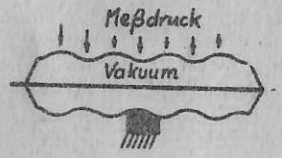


Bild 19: Darstellung einer Barometerdose

Die Übertragungseinrichtung

Die Übertragungseinrichtung zum Anzeigeteil besteht aus der Schubstange, der Schubkurbel und der Zahnradübersetzung. Um das Spiel zwischen den Zahnrädern klein zu halten, ist noch eine Gegenmomentfeder an der Zahnradübersetzung angebracht.

Die Temperatur- und Gewichtskompensation

Temperaturfehler machen sich hauptsächlich durch eine Änderung des Elastizitätsmoduls des Dosenmaterials und durch eine Längenänderung der Bauteile bemerkbar.

Die Elastizitätsänderung wird durch eine Bimetallkompensation beseitigt.

Steigt die Umgebungstemperatur über die Eichtemperatur von 15° C an, so wird das Dosenmaterial weicher. Der gleichbleibende Luftdruck drückt die Dosen zusammen und es entsteht eine Fehlanzeige. Dieser Fehler wird durch den Bimetallstift an der Dose kompensiert (Kompensation 1. Ordnung).

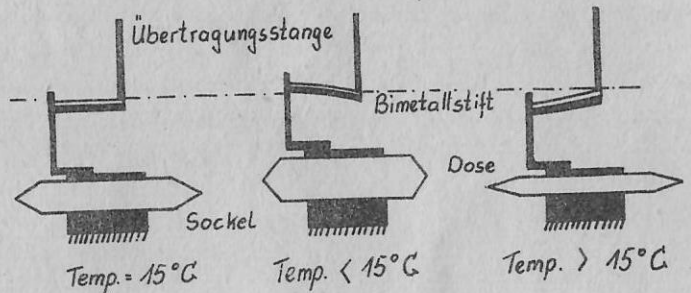


Bild 20: Anordnung des Bimetallstiftes an der Dose und seine Wirkungsweise

Bei Temperaturabnahme infolge einer größeren Flughöhe kann sich die Dose durch die Elastizitätsänderung, bei Druckabnahme, nicht mehr soweit ausdehnen. Es entsteht ein Anzeigefehler, der mit weiter zunehmender Höhe immer größer wird, d.h. die Anzeige wird immer kleiner. Dieser Fehler wird durch eine Bimetallplatte an der Übertragungswelle kompensiert.

In diesem Falle biegt sich die Bimetallplatte zur Übertragungswelle hin und verkleinert den Hebelarm. Somit wird trotz kleineren Dosenhubes ein richtiger Zeigerausschlag erzielt (Temperaturkompensation 2.Ordnung).

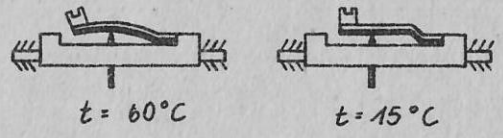


Bild 21: Darstellung der Wirkungsweise der Bimetallplatte

Die Gewichtskompensation hat die Aufgabe, den Gleichgewichtszustand des Meßwerkes zu gewährleisten. Die Notwendigkeit ergibt sich aus der Tatsache, daß durch die Verstelleinrichtung der Meßfühler jede Lage im Gehäuse einnehmen kann.

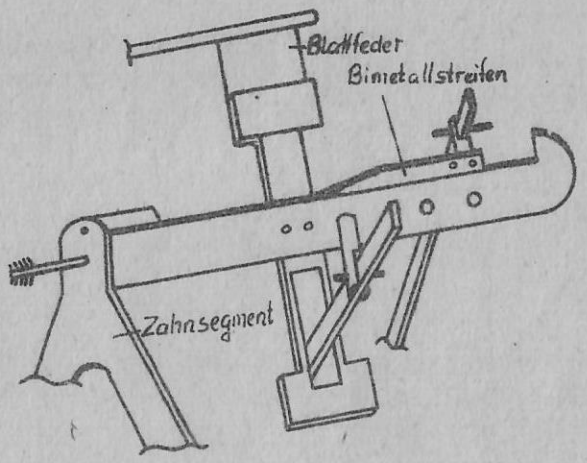


Bild 22: Federndes Ausgleichsgewicht

Anzeigeteil und Verstelleinrichtung

Das Anzeigeteil besteht aus der Skala und zwei Zeigern. Der kleinere Zeiger zeigt die Höhenwerte in km an und der größere Zeiger die Höhenwerte in m.

Ein Durchbruch der Skala in der unteren Hälfte ermöglicht es, die Barometerskala sichtbar zu machen und die entsprechenden Einstellungen mit der Verstelleinrichtung vorzunehmen.

Wie bekannt, bewirkt eine Druckänderung am Boden bei stehendem Flugzeug einen Zeigerausschlag am Höhenmesser. Bei Druckabfall um 1 Torr steigt die Anzeige des Höhenmessers um 11,5 m. Die Anzeige muß aber immer wieder auf 0 m gestellt werden, ohne die Spannung der Dosen zu beeinflussen. Dreht man am Stellknopf, so dreht sich der drehbare Sockel mit allen Teilen um die Achse der Welle des großen Zeigers. Gleichzeitig dreht sich bei der Verstellung des Systems entgegengesetzt die Barometerskala im Verhältnis 11,5 m Höhe : 1 Torr. Bei Nullstellung beider Zeiger kann an der Barometerskala der Tagesdruck abgelesen werden.

Die elektromechanische Baugruppe für das Höhenkommando

Vom Gefechtsstand kann ein kodiertes Höhensignal gesendet werden. Dieses Signal wird im Kommandogerät "Lasur" des Flugzeuges in eine der Höhe analoge Spannungsgröße umgeformt, die über eine Brückenschaltung einen Stellmotor im Höhenmesser dreht, der bis zur Abstimmung der Brücke den Index auf der inneren Skala bewegt

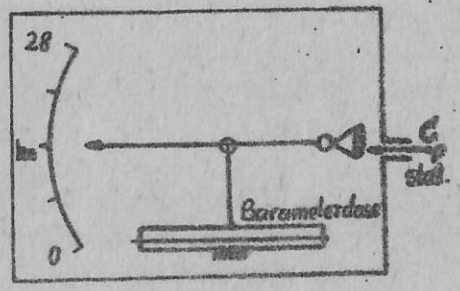


Bild 23: Prinzipieller Aufbau eines Höhenmessers

1.3.4 Arbeitsweise des Höhenmessers

Mit zunehmender Höhe sinkt der atmosphärische Druck im Gehäuse des Höhenmessers. Der Hub der Dose hebt die Übertragungsstange und dreht die Übertragungswelle. Die Bewegung der Übertragungswelle wird mit einem Segment auf die Zeigerwelle des großen Zeigers übertragen. Der kleine Zeiger wird über ein Getriebe 10:1 mit bewegt.

1.3.5 Mögliche Ablesungen und Einstellungen

- Der Luftdruck beträgt 760 Torr. Die Barometerskala zeigt den Wert 760 an, beide Zeiger des Höhenmessers stehen auf Null.

- Der Luftdruck ist auf 740 Torr abgefallen.
  Der große Zeiger zeigt eine Höhe von 210 m an. Um vor dem Start die Nullanzeige zu erreichen, wird durch drehen der Händelschraube die Höhe Null eingestellt.

Die Barometerskala muß den Wert 740 anzeigen.

- Wird eine Landung auf einem anderen Flugplatz durchgeführt, erhält der Pilot über Funk den QFE (QFE Luftdruck am Landeplatz). Dieser Wert wird mittels der Rändelschraube an der Barometerskala eingestellt und der Höhenmesser zeigt beim Aufsetzen des Flugzeuges Null m an.

Achtung: Es ist nicht gestattet, die Überwurfmutter an der Rändelschraube zu lösen.

1.4 Fahrtmesser

1.4.1 Der einfache Fahrtmesser

1.4.1.1 Aufgabe und Bedeutung

Es soll die Geschwindigkeit des Flugzeuges gegenüber der umgebenden Luft angezeigt werden. Diese Anzeige ist für den Piloten zur Einschätzung der am Flugzeug wirkenden Kräfte, des Stabilitätszustandes und zur Erfüllung von navigatorischen Aufgaben notwendig. Die Eichung der Skala erfolgt in km/h.

1.4.1.2 Aufbau und Arbeitsprinzip

Als Meßfühler wird eine Manometerdose verwendet, deren Hub unter der Einwirkung des Staudruckes durch einen geeigneten Übertragungsmechanismus zum Anzeigeteil übertragen wird.

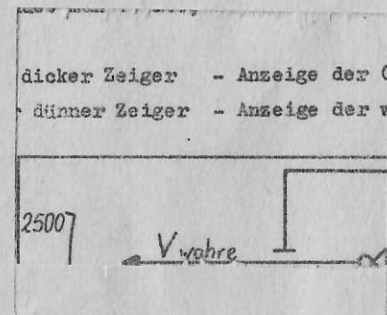


Bild 24: Prinzipschema des Fahrtmessers

Bewegt sich das Flugzeug durch die Luft, wird an seiner Stirnseite ein Druck erzeugt. Die Größe dieses Druckes ist abhängig von der Geschwindigkeit des Flugzeuges und der Luftdichte (dynamischer Druck).

$$P_{dyn} = \frac{\varrho \cdot v^2}{2} \qquad (6)$$

ϱ = Luftdichte in $\frac{kps^2}{m^4}$

V = Geschwindigkeit des Flugzeuges in $\frac{m}{s}$

Der atmosphärische und der dynamische Druck bilden den Gesamtdruck.

$$P_{ges} = P_{stat} + P_{dyn} \qquad (7)$$

Der vom Staurohr aufgenommene Gesamtdruck wird über das dynamische System des Flugzeuges in die Manometerdose des Fahrtmessers geleitet.
Da die Geschwindigkeit des Flugzeuges aber nur dem dynamischen Druck proportional ist, muß der statische Anteil auskompensiert werden.
Aus diesem Grunde wird in das Gehäuse der statische Druck eingeführt. Somi[illegible]len dynamischen Druck bestim[illegible]
Diese Methode [illegible]für eine bestimmte Flughöhe gen[illegible]lughöhe nimmt der Luftdruck ab [illegible]sich. Das bedeutet nach Gleichu[illegible]r Geschwindigkeit ein geringer [illegible]rd und eine kleiner Geschwindigkeit angezeigt wird.
Der Flugzeugführer kann nach dieser induzierten Geschwindigkeit (Gerätegeschwindigkeit) zwar den Stabilitätszustand einschätzen aber keine genaue Navigationsberechnungen durchführen. Daher ist es notwendig, diesen Methodenfehler zu kompensieren.

1.4.2 Der dichtekompensierte Fahrtmesser

1.4.2.1 Aufgabe und Bedeutung

Es ist die gleiche Aufgabe zu erfüllen wie unter 1.4.1.1 beschrieben. Hinzu kommt die Anzeige der wahren Relativgeschwindigkeit in allen Flughöhen.
Erst dadurch ist der Pilot in der Lage, in allen Flughöhen genaue navigatorische Berechnungen durchzuführen.

1.4.2.2 Aufbau und Arbeitsprinzip

In den Mechanismus des unter 1.4.1.2 beschriebenen Fahrtmessers muß an geeigneter Stelle ein Korrekturglied eingebaut werden.
Da der Anzeigefehler bei zunehmender Höhe durch die dadurch bedingte Luftdichteverminderung auftritt, bietet sich als Korrekturglied eine Barometerdose an.
Der Hub der Barometerdose soll den verminderten Hub der Manometerdose ausgleichen. Daher wird das Korrekturglied so in den Gerätemechanismus eingebaut, daß es im Übertragungsmechanismus wirksam wird. Da der Pilot beide Geschwindigkeitsanzeigen benötigt, verwendet man Geräte, die mit zwei Zeigern ausgestattet sind.

Großer dicker Zeiger - Anzeige der Gerätegeschwindigkeit,
kleiner dünner Zeiger - Anzeige der wahren Geschwindigkeit.

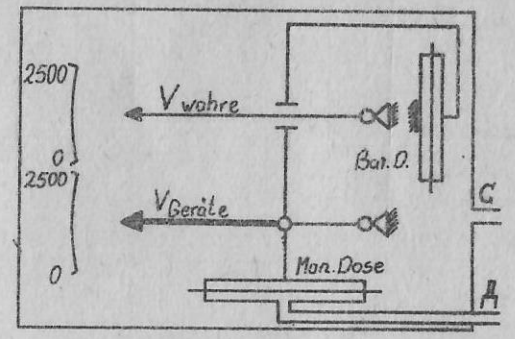


Bild 25: Prinzipschema des dichtekompensierten Fahrtmessers

1.4.2.3 Warum zwei Geschwindigkeitsanzeigen?

- Die Gerätegeschwindigkeit benötigt der Flugzeugführer für die Steuertechnik.

$$A = C_a \cdot P_{dyn} \cdot F \qquad (8)$$

A = Auftrieb
C_a = Auftriebsbeiwert des Profils
P_{dyn} = dynamischer Druck nach Gleichung (6)
F = Auftrieb erzeugende Fläche

Bei konstanter Fluggeschwindigkeit und zunehmender Höhe verringert sich der Auftrieb am Tragflügel, da sich der dynamische Druck verringert.
Die mit dem Luftdichtefehler behaftete Gerätegeschwindigkeit und der Auftrieb stehen somit in einem direkten Verhältnis.

- Die wahre Geschwindigkeit, die in Bodennähe gleich der Gerätegeschwindigkeit ist und mit zunehmender Höhe stets größer als die Gerätegeschwindigkeit sein wird, benötigt der Flugzeugführer ausschließlich für navigatorische und flugtaktische Berechnungen.

Der Fahrtmesser KUSJ-2500 ist mit einem Elektroteil für das Kommandogerät Lasur ausgerüstet. Der Index bewegt sich im Bereich von 500-2500 km/h mit einer Genauigkeit von ± 70 km/h (V_{wahr}).

Anzeigebereiche: $V_{Geräte}$: 200 - 1600 km/h
V_{wahr} : 400 - 2500 km/h.

1.5 Machzahlmesser

1.5.1 Aufgabe und Bedeutung

Bei den Geschwindigkeiten moderner Flugzeuge, die der Schallgeschwindigkeit nahe kommen oder weit über dieser liegen, entstehen für die Flugzeugführung Probleme, die mit einer Veränderung der aerodynamischen Eigenschaften der Flugzeuge zusammenhängen.

Nähert sich die Geschwindigkeit eines Flugzeuges dem Bereich der Schallgeschwindigkeit entstehen Verdichtungsstöße, die einen sprunghaften Anstieg des Widerstandes zur Folge haben, den Auftrieb vermindern und eine mangelnde Steuerfähigkeit nach sich ziehen. Diese Erscheinungen werden unter dem Begriff Wellenkrisis zusammengefaßt.
Um diesen Gefahren bei der Steuerung eines Flugzeuges wirksam begegnen zu können, benötigt der Pilot ein Gerät, welches die Annäherung der Fluggeschwindigkeit an die Schallgeschwindigkeit anzeigt.

Der Schall ist eine Druckwelle, die sich in Medien verschiedener Dichte unterschiedlich ausbreitet. So ist die Schallgeschwindigkeit a im Wasser größer als in der Luft bzw. in der Luft mit größerer Dichte (am Boden) größer als in der Luft mit geringerer Dichte (in der Höhe).
Die Berechnung der Schallgeschwindigkeit erfolgt nach dem empirischen Ausdruck

$$a = 20{,}05 \cdot \sqrt{T_H} \qquad (9)$$

T_H = Temperatur in der gegebenen Höhe in ^{o}K

Beispiel:

1. Höhe: 0 km
   Temperatur: + 15° C = 288° K

$$a = 20{,}05 \cdot \sqrt{288}$$
$$= 20{,}05 \cdot 17$$
$$= 340 \text{ m/s} = 1220 \text{ km/h}$$

2. Höhe: 9 km
   Temperatur: - 40° C = 233° K

$$a = 20{,}05 \cdot \sqrt{233}$$
$$= 20{,}05 \cdot 15{,}3$$
$$= 306 \text{ m/s} = 1100 \text{ km/h}$$

Die Schallgeschwindigkeit ist also abhängig von der Temperatur der Luft. Mit zunehmender Höhe sinkt die Temperatur und die Dichte wird geringer. Das bedeutet aber auch, daß die Schallgeschwindigkeit in der Stratosphäre konstant ist.

Berechnen Sie im Studium die Größe der Schallgeschwindigkeit in der Stratosphäre!

Die Machsche Zahl (M-Zahl) ist das Verhältnis der wahren Fluggeschwindigkeit zur Schallgeschwindigkeit.

$$M = \frac{V_{wahr}}{a}$$

M = 1 heißt: die wahre Fluggeschwindigkeit entspricht der Schallgeschwindigkeit in der entsprechenden Höhe.

1.5.2 Aufbau und Arbeitsweise

Aufbau und Arbeitsweise unterscheiden sich kaum vom Fahrtmesser. lediglich die zweite Zeigerwelle kommt in Wegfall. Das bedeutet, daß die Manometerdose und die Barometerdose auf einer Zeigerwelle arbeiten (vergl. die Wirkungsweise des Fahrtmessers auf den Zeiger V_{wahr}).
Die Skala ist in Dezimalteilen der M-Zahl geeicht.
Im Flugzeug MiG-21 wird der M-Zahlmesser M-2,5 verwendet. Dieses Gerät hat einen Meßbereich von 0,4-2,5 M.

Es gibt auch Machzahlmesser, die mit einem zusätzlichen Signalisationskontakt ausgerüstet sind. Wird die zulässige Maximalgeschwindigkeit des Flugzeuges überschritten, schließt der Dosenhub den Signalkontakt und eine Signallampe leuchtet auf. Dieses Beispiel wird praktiziert im Flugzeug L-29 mit dem Machzahlmesser MS-1.

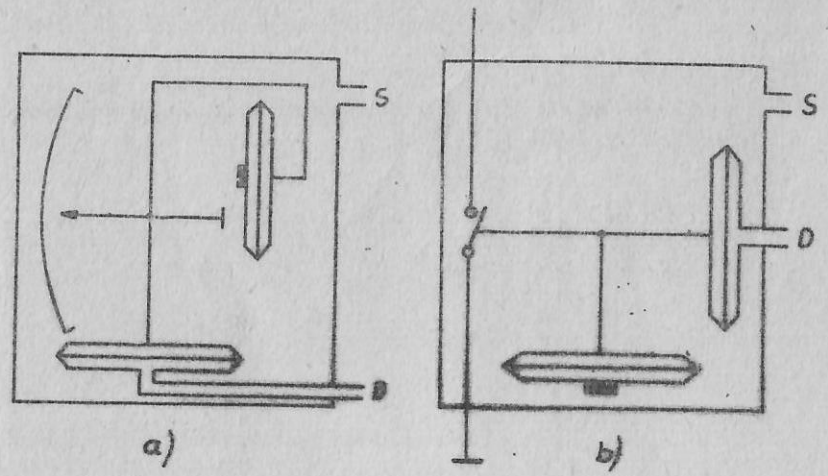


Bild 26: Prinzipschema eines Machzahlmessers
a) ohne Signalisation
b) mit Signalisation

1.6 Der Machzahlsignalisator MR

1.6.1 Aufgabe und Bedeutung

Er dient zur Regulierung des Lufteintrittes am Ansaugschacht in Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit. Die regelnde Fähigkeit besteht im Öffnen und Schließen der Antipompageklappen.

1.6.2 Aufbau und Arbeitsprinzip

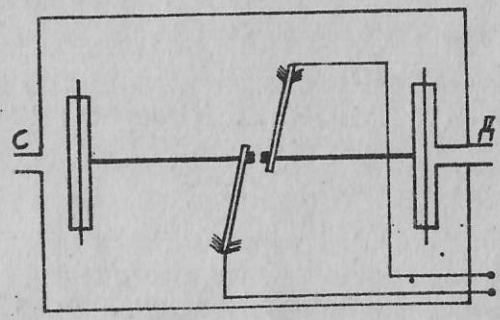


Bild 27: Prinzipdarstellung des Machzahlsignalisators

- Manometerdose
- Barometerdose
- Übertragungseinrichtung
- Kontaktblattfedern
- Gehäuse mit statischen und dynamischen Anschluß
- Elektroanschluß

Der Kontaktabstand ist so eingestellt, daß das Schließen derselben erst bei einer ganz bestimmten Geschwindigkeit erfolgt. Durch das Schließen der Kontakte wird der Stromkreis für die Arbeitswicklung eines Relais in der Antipompageklappensteuerung geschlossen.

1.7 Variometer

1.7.1 Aufgabe und Bedeutung

Messen der vertikalen Geschwindigkeitskomponente. Das heißt anzeigen der Steig- und Sturzfluggeschwindigkeit.
Die Kenntnis dieses Flugparameters ist wichtig für

- Einhaltung eines genauen Horizontalfluges
- Ausnutzung der maximalen Steigleistung
- Überwachung des Sturzfluges
- Blindlandungen.

1.7.2 Aufbau und Arbeitsweise

Die Vertikalgeschwindigkeit eines Flugzeuges folgt der Beziehung:

$$V_{vert} = \frac{H_2 - H_1}{t} \qquad (10)$$

Beispiele:
Ein Flugzeug ändert seine Flughöhe von 1000m auf 2000m und benötigt dazu eine Zeit von 8 sek. Wie groß ist die Vertikalgeschwindigkeit?

$$V_{vert} = \frac{H_2 - H_1}{t} = \frac{2000m - 1000m}{8\,s} = \frac{1000m}{8\,s} = \underline{\underline{125\ \frac{m}{s}}}$$

Die gleiche Höhenänderung wird in einer Zeit von 15 s erreicht. Wie groß ist die Vertikalgeschwindigkeit?

$$\frac{1000\ m}{15\ s} = \underline{\underline{66{,}6\ \frac{m}{s}}}$$

Wie groß ist die Vertikalgeschwindigkeit, wenn eine Höhenänderung von 20 m in 0,1 s erreicht wird ?

$$V_{vert} = \underline{\underline{200\ \frac{m}{s}}}$$

Als reagierendes Element wird eine Manometerdose verwendet, die an das statische System des Flugzeuges angeschlossen ist. Das Gehäuse des Variometers wird als Ausgleichsgefäß für die Erzeugung einer Druckdifferenz ausgenutzt. Die Verbindung zwischen dem Drucksystem der Manometerdose und dem Gehäuse wird durch eine Kapillare gewährleistet. (Es können mehrere Kapillaren vorhanden sein - abhängig vom Typ)

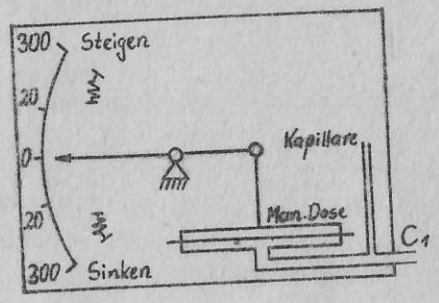
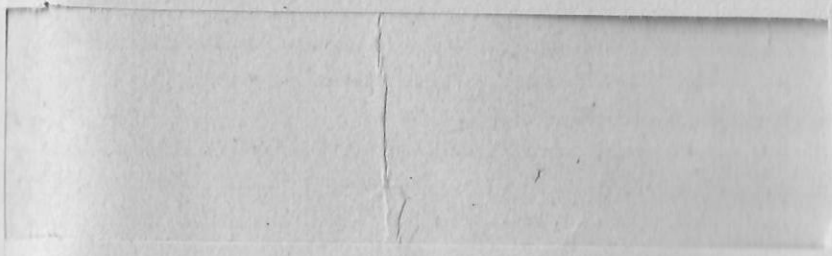


Bild 28: Prinzip eines Variometers

Arbeitsweise beim Steigflug
Geht das Flugzeug in den Steigflug über, verringert sich mit zunehmender Höhe der Luftdruck. Im gleichen Maße nimmt auch der Druck in der Manometerdose ab. Der durch die Kapillare nur langsam entweichende Druck aus dem Gehäuse bewirkt jetzt einen Dosenhub der Manometerdose. Die Dose wird praktisch zusammengedrückt. Dieser Dosenhub wird mittels dem Übertragungsmechanismus auf die Zeigerwelle übertragen und in eine Zeigerbewegung umgeformt. Geht das Flugzeug dann wieder in den Horizontalflug über, wird nach kurzer Zeit der Druckausgleich zwischen der Manometerdose und dem Gehäuse hergestellt und der Zeiger steht wieder auf Null.

Arbeitsweise beim Sturzflug
Verändert ein Flugzeug seine Höhe durch einen Sturzflug, vergrössert sich mit der sich verringernden Höhe der Luftdruck. Im gleichen Verhältnis steigt auch die Größe des Luftdruckes in der Manometerdose des Gerätes an. Über die Kapillare erfolgt der Druckausgleich im Gehäuse nur langsam. Das bedeutet, daß der in der Dose wirkende größere Druck einen Dosenhub hervorruft. Die Manometerdose wird gedehnt. Dieser Dosenhub wird durch einen Übertragungsmechanismus auf die Zeigerwelle übertragen und in einen Zeigerausschlag umgeformt. Nach dem Übergang in den Horizontalflug erfolgt nach kurzer Zeit der Druckausgleich zwischen der Manometerdose und dem Gehäuse. Ist dieser Zustand erreicht, steht der Zeiger wieder auf Null.



a b

Bild 29: Prinzipielle Darstellung der Arbeitsweise
a) beim Steigflug
b) beim Sturzflug

Die Nullpunktkorrektur
Um ständig eine genaue Nullpunktanzeige zu gewährleisten, ist es notwendig eine Korrektur der Nullanzeige zu ermöglichen. Aus diesem Grunde wird die Manometerdose des Variometers auf einer Blattfeder montiert. Von außen kann mit einem Schraubenzieher eine Welle, an deren Ende ein Nocken exzentrisch angebracht ist, bewegt werden. Dieser Nocken sitzt unter der Blattfeder und bewegt bei einer Drehung die Manometerdose mit ihrem Übertragungsmechanismus nach oben oder unten.

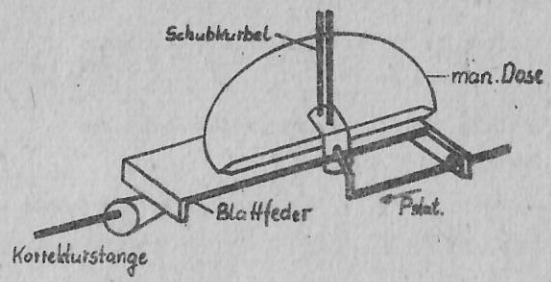


Bild 30: Darstellung der Nullpunktkorrektur

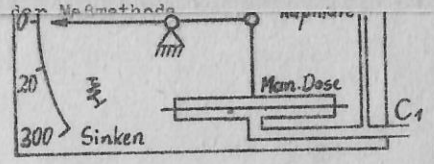


Bild 28: Prinzip eines Variometers

Zum Beispiel beim Variometer WAR-75 beträgt die Fehlanzeige in 7000 m Höhe bereits 14 %.

Das bedeutet, daß bei einer Variometeranzeige von 30 m/s das Flugzeug eine wahre Steiggeschwindigkeit vom 34,2 m/s hat.

Außerdem erkennt man aus der Arbeitsweise des Gerätes, daß die Anzeige des Variometers mit einem Nachhinkebeiwert "K" behaftet ist. Dieser Fehler beträgt bei modernen Variometern 5-6 sek.

Anmerkung: Die Variometerdosen sind sehr empfindlich und können daher bei einer unvorsichtig durchgeführten Kontrolle des statischen Systems sehr schnell überdrückt werden.

Hinweis: Bei modernen Flugzeugen wird das Variometer in vielen Fällen mit dem Wendezeiger in einem Kombinationsgerät zusammengefaßt. Der Vorteil einer solchen Kombination besteht darin, daß der Pilot mit einem Blick zwei wichtige Anzeigen erfassen kann.

1. Die Drehung des Flugzeuges um die Querachse (Variometeranzeige)
2. Die Drehung des Flugzeuges um die Hochachse (Wendezeigeranzeige)

Daraus kann man schlußfolgern, daß das Variometer, trotz seiner Mängel ein wichtiges Blindfluggerät ist und einer intensiven Wartung bedarf.

1.8 Der Kabinenhöhen- und Differenzdruckmesser

1.8.1 Aufgabe und Bedeutung

Um mit modernen Flugzeugen in großen Höhen operieren zu können, werden diese Flugzeuge mit hermetischen (Überdruck-) Kabinen ausgerüstet. Die technische Ausführung ist so gewählt, daß über einen Kabinendruckregler, bis zu einer Höhe von 2000 m der Kabinendruck parallel mit dem atmosphärischen Druck abnimmt und erst dann allmählich eine Druckerhöhung in der Kabine gegenüber der Atmosphäre eintritt.

Die Druckdifferenz wird mit zunehmender Höhe ständig größer und erreicht bei 10500 m den zulässigen Maximalwert von 220,5 Torr. (220,5 Torr = 0,3 kp/cm^2). Bei größeren Flughöhen wird dann die Druckdifferenz von 220,5 Torr konstant gehalten.

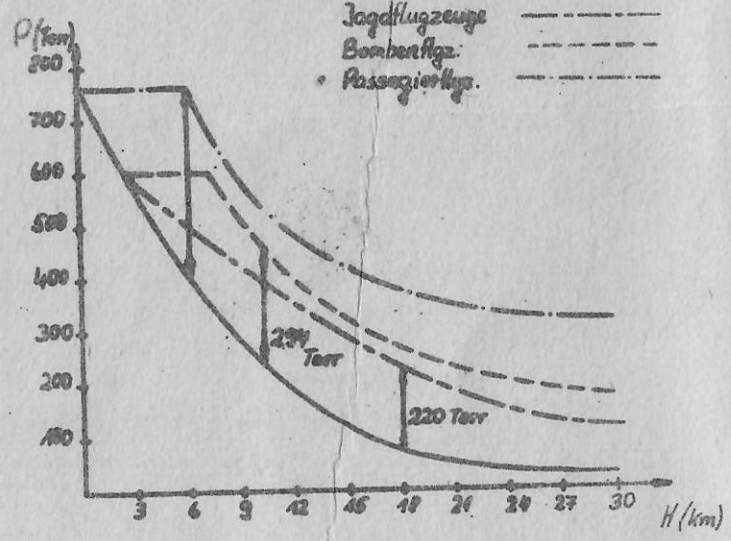


Bild 31: Darstellung des Druckgefälles in Abhängigkeit von der Höhe und des sich bildenden Differenzdruckes

Der Kabinenhöhen- und Differenzdruckmesser erfüllt zwei Aufgaben.

1. Anzeige der Kabinenhöhe entsprechend des in der Kabine herrschenden Druckes an dem blauen Skalenteil.
2. Anzeige des Differenzdruckes zwischen dem Druck in der Kabine und der Atmosphäre.

Durch die Druckdifferenz, zwischen Atmosphäre und Kabine, die mit zunehmender Höhe immer größer wird, entstehen auch beträchtliche Unterschiede zwischen der Flughöhe und der Kabinenhöhe.
Die folgende Tabelle soll dies veranschaulichen.

Flughöhe in m	Kabinenhöhe in m
2000	2000
5000	3200
8000	3600
9000	4200
10000	4850
11000	5300
12000	5800
13000	6550
15000	7050
20000	8200
30000	8900

1.8.2 Aufbau und Arbeitsweise

Bei dem Kabinenhöhen- und Differenzdruckmesser sind zwei, der Funktion nach unabhängige, Geräte in einem Gehäuse montiert.

1.8.2.1 Der Kabinenhöhenmesser

Ist dem Wesen nach ein barometrischer Höhenmesser mit den bereits bekannten Bauteilen.

- Als Meßfühler findet eine Barometerdose Anwendung!

- ein Schubkurbelmechanismus dient als Übertragungseinrichtung;
- Anzeigeteil.

Arbeitsweise

Mit der Abnahme des Druckes in der Kabine erfolgt eine Ausdehnung der Barometerdose. Dieser Dosenhub wird durch den Übertragungsmechanismus in eine Drehbewegung umgeformt und zum Anzeigeteil übertragen.

Anmerkung: Beim Kabinenhöhen- und Differenzdruckmesser UWPD-20 erfolgt die Anzeige der Kabinenhöhe durch eine drehbare 360°-Skala in einem ausgeschnittenen Sektor der Gesamtskala mit Anzeigemarkierung.
Die Skalen des Anzeigeteiles der Kabinenhöhe sind bei allen Kabinenhöhen und Differenzdruckmessern mit einem blauen Anstrich versehen.

1.8.2.2 Der Differenzdruckmesser

- Als Meßfühler findet eine Manometerdose Anwendung.
- Ein Schubkurbelmechanismus dient als Übertragungseinrichtung.
- Anzeigeteil.

Arbeitsweise

Die Manometerdose ist mit dem statischen Stutzen an das statische System des Flugzeuges angeschlossen. Demzufolge wirkt in der Manometerdose der atmosphärische Druck.
Über den dynamischen Stutzen gelangt der Kabinendruck in das Gerätegehäuse und wirkt somit von außen auf die Manometerdose. Die Differenz beider Drücke bewirkt einen Dosenhub, der mittels dem Übertragungsmechanismus in eine Drehbewegung umgeformt wird und durch einen Zeigerausschlag vor einer geeichten Skala sichtbar gemacht wird.

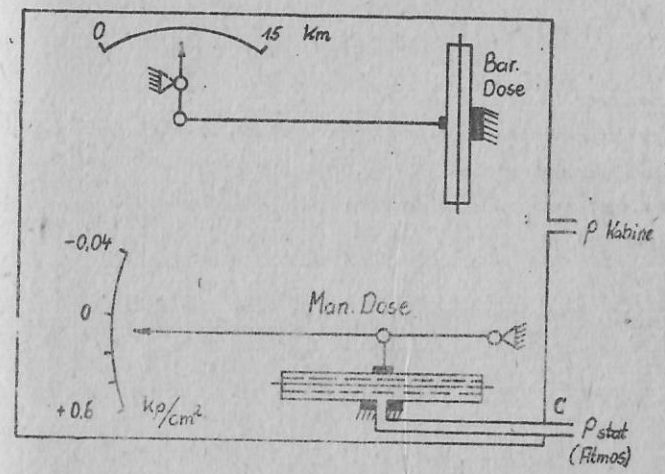


Bild 32: Prinzipdarstellung des Kabinenhöhen- und Differenzdruckmessers UWPD-20

Die Skala des Differenzdruckmessers ist in einen positiven (schwarze Farbe) und in einen negativen Teil (rote Farbe) eingeteilt. Bewegt sich der Zeiger des Differenzdruckmessers in den roten Teil der Skala, bedeutet dies eine Gefahr.
Unter welchen Umständen kann ein solches Gefahrenmoment auftreten?
Wenn sich ein Flugzeug aus großer Höhe in relativ kurzer Zeit in eine sehr niedrige Höhe begibt, wird infolge der Trägheit der Arbeit des Druckreglers in der Kabine ein geringerer Druck wirksam sein als in der Atmosphäre. Es besteht die Gefahr einer Implosion.
Im Anzeigegerät ist dabei folgender Vorgang zu beobachten.
Der stark ansteigende atmosphärische Druck bewirkt gegenüber dem geringeren Druck in der Kabine ein Ausdehnen der Manometerdose.

Der Zeiger geht dabei gegen Null und darüber hinaus in das negative Bereich. Das auch die geringsten Anzeichen einer Gefahr erkannt werden, erhält der negative Skalenteil eine Teilung in der Größenordnung 10^{-2}. Diese Skalenteilung wird technisch möglich, wenn man die Manometerdose doppelwandig herstellt. Dabei müssen aber die inneren Membranen durchbrochen sein, damit sie wie eine Feder wirksam werden. (Siehe Bild 32!)

Bei einem normalen Druckverhalten der hermetischen Kabine bewirkt der größere Kabinendruck ein Zusammendrücken der Manometerdose. Das bedeutet, daß der Kabinendruck die Kraft beider Membranen, der äußeren und der inneren, überwinden muß. Ist aber der atmosphärische Druck größer als der Kabinendruck, wird die Manometerdose ausgedehnt. In diesem Falle braucht der Druck nur die Kraft der äußeren Membranen überwinden. Aus dieser Tatsache geht hervor, daß im negativen Bereich viel kleinere Werte angezeigt werden können als im positiven Bereich.

1.8.3 Besonderheiten der Kabinendruckregulierung in Bomben- und Transportflugzeugen, sowie bei Passagierflugzeugen

- Bei Transportflugzeugen und Bombenflugzeugen wird die Kabinendruckregelung nach folgenden Schema durchgeführt:

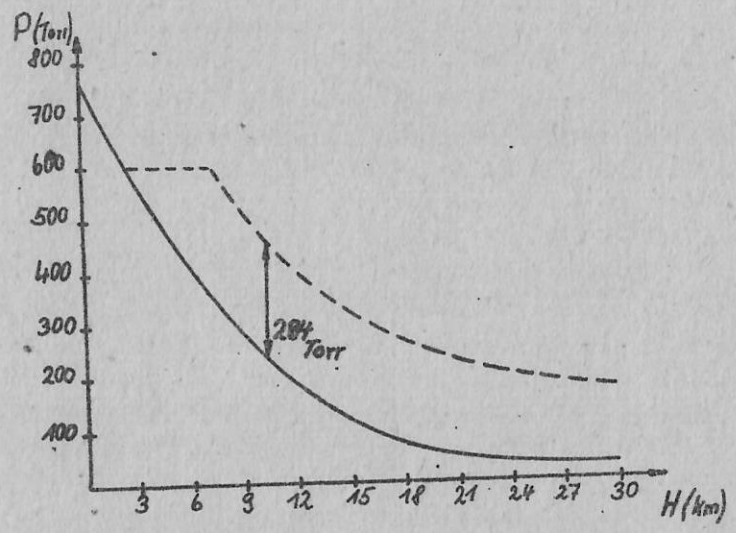


Bild 33: Schema der Kabinendruckregulierung bei Transport- und Bombenflugzeugen

- Bei Passagierflugzeugen muß dem Komfort für die Passagiere Rechnung getragen werden. Aus diesen Grunde erfolgt die Kabinendruckregelung nach besonderen Gesichtspunkten, siehe Bild 34.

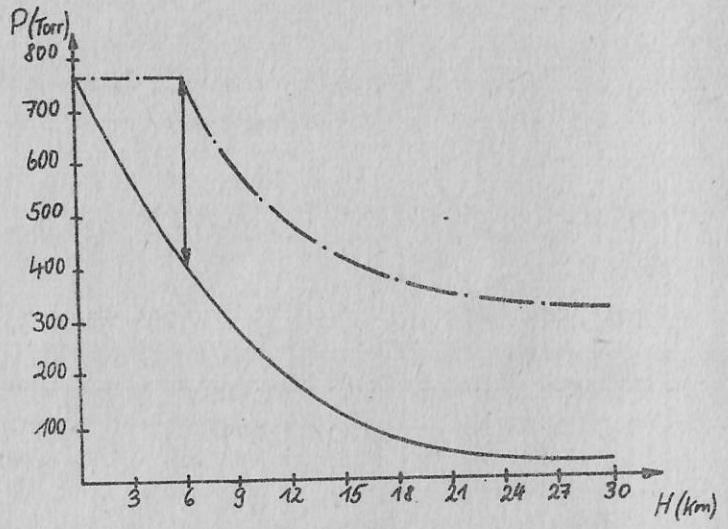


Bild 34: Kabinendruckregelung bei Passagierflugzeugen

1.9 Der Höhen- und Fahrtenschreiber K 2-717

1.9.1 Aufgabe

Der Höhen- und Fahrtenschreiber dient zur Kontrollaufzeichnung der Flughöhe bis 25 km und der Gerätegeschwindigkeit im Bereich von 200 - 1600 km/h.

1.9.2 Aufbau

- Eine Manometerdose mit Schreibstift zur Aufzeichnung der Gerätegeschwindigkeit;
- eine Barometerdose mit Schreibstift zur Aufzeichnung der Flughöhe;
- ein Basisschreibstift zur Aufzeichnung der Basislinie mit Zeitimpulsen;
- ein Elektromotor mit Drehzahlregelung und Untersetzungsgetriebe;
- eine Spule mit Spezialpapier und eine Leerspule;
- ein Stoßrahmen;
- ein hermetisches Gehäuse mit den Anschlußstutzen für das statische und dynamische System.

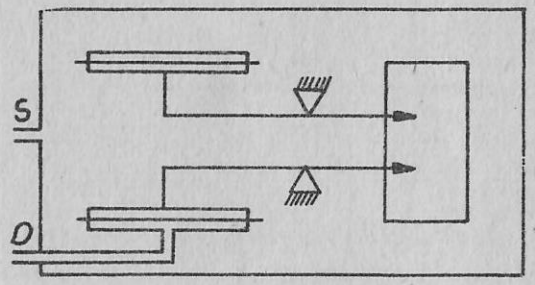


Bild 35: Prinzipschema des Höhen- und Fahrtenschreibers

1.9.3 Arbeitsweise

Nach dem Einschalten bewegt der Motor mittels der Spulen das Spezialpapier mit einer Geschwindigkeit von 12 mm/min an den Schreibstiften vorbei. Gleichzeitig wird die Basislinie mit den Zeitimpulsen geschrieben. Der untere Teil der Basislinie markiert 50 Sek. und der obere Teil 10 Sek. In Analogie zur Arbeitsweise eines Höhen- und Fahrtenmessers bewegen sich die Schreibstifte für Flughöhe und Gerätegeschwindigkeit. Die drei Schreibstifte werden durch den Stoßrahmen in einem schnellen Rhythmus fest auf das Papier aufgeschlagen. Dadurch entstehen drei durchgehende Linien, die mit Hilfe einer Eichgraphik ausgewertet werden können.
Die größtmögliche Arbeitszeit des Höhen- und Fahrtenschreibers beträgt 2 Stunden und 46 Minuten.

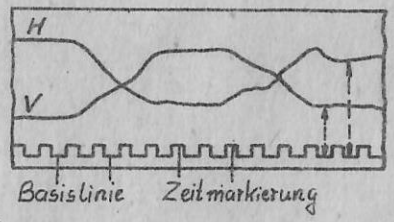


Bild 36: Beispiel einer Aufzeichnung

1.9.4 Inbetriebnahme

Die Inbetriebnahme erfolgt mit dem Schalter "Barospid" auf dem rechten vertikalen Schaltpult.

Der Flugdatenschreiber dient zur Aufzeichnung und Speicherung wichtiger Parameter des Fluges, die zu einem gegebenen Zeitpunkt ausgewertet werden können. Es werden analoge und binäre Signale aufgezeichnet und gespeichert.

Analoge Signale

- Flughöhe H

  Wird durch den Geber MDD-Te-780 erfaßt und dem Flugdatenschreiber zugeführt.
  Arbeitsbereich: von - 250 m bis + 25000 m.

- Gerätegeschwindigkeit V

  Wird durch den Geber MDD-Te-1,5 erfaßt und dem Flugdatenschreiber zugeführt.
  Arbeitsbereich: von 120 bis 1600 km/h.

- Vertikale Überbelastung n_y

  Die Beschleunigung in Richtung der Flugzeughochachse wird durch den Geber MP-95 erfaßt und dem Flugdatenschreiber zugeführt.
  Arbeitsbereich: von - 3,5 bis + 10 g.

- Drehzahl des NDR n_{NDR}

  Wird vom Drehzahlgeber DTE-1 dem Flugdatenschreiber zugeführt.
  Arbeitsbereich: von 10 bis 105 %

- Horizontale Überbelastung n_x

  Die Beschleunigung in Richtung der Flugzeuglängsachse wird durch den Geber MP-95 erfaßt und dem Flugdatenschreiber zugeführt.
  Arbeitsbereich: von - 1,5 g bis + 1,5 g.

- Stabilisatorausschlagwinkel

Der Ausschlagwinkel des Stabilisators wird durch den Geber MU-615 A erfaßt und dem Flugdatenschreiber zugeführt.
Arbeitsbereich: von - 13° bis + 28°.

Binäre Signale

- Druck im Hydraulikhauptsystem P_{HH}

- Druck im Hydraulikverstärkersystem P_{HV}

Der Hydraulikdruck wird von den elektrohydraulischen Schaltern GA-135 dem Flugdatenschreiber zugeführt.

- Schubdüsenstellung

Es wird die Schubdüsenstellung bei eingeschaltetem Nachbrenner (SD Ø 645 mm und mehr) durch das GA-164 (ausfahren) dem Flugdatenschreiber zugeführt.
Weiterhin wird die Schubdüsenstellung bei abgeschalteten Nachbrenner und maximaler Leistung des Triebwerkes (SD Ø 530 mm und bei SPS 545 mm) durch das GA-164 (einfahren) dem Flugdatenschreiber zugeführt.

- Betätigung des Kampfknopfes

Mit der Betätigung des Kampfknopfes wird das Signal dem Flugdatenschreiber zugeführt.

- Inbetriebnahme des Autopiloten

Wenn eine der beiden Betriebsarten eingeschaltet wird, wird das Signal vom RKB-155A dem Flugdatenschreiber zugeführt.

1.10.2 Hauptteile des Flugdatenschreibers und deren Aufgabe

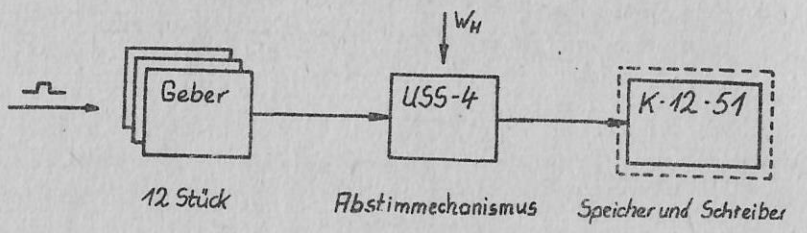


Bild 37: Blockschaltbild des Flugdatenschreibers SARPP-12

Der Abstimmechanismus USS-4

Im Abstimmechanismus werden die von den Gebern zugeführten Signale elektrisch so gestaltet, daß sie gespeichert werden können.

Der Speicher K-12-51

Der Speicher dient zur Aufnahme der korrigierten Gebersignale und zur Speicherung derselben auf einem Film. Die Belichtung des Filmes erfolgt über Spiegelgalvanometer mit Spannbandaufhängung. Jedes analoge Signal wird zu einem Spiegelgalvanometer geführt, die durch eine zentrale Lichtquelle gespeist werden. Mit dieser Anordnung wird gewährleistet, daß auf dem Film die Signallinien mit einem bestimmten Abstand zueinander aufgezeichnet werden. Ändert sich eine der Größen, ändert sich die Größe des elektrischen Signales und somit die Stellung des Spiegels am Galvanometer. Der vom Spiegel reflektierte Lichtstrahl fällt in einem anderen Winkel auf den Film und ändert somit die Linienführung des gegebenen Signales.
Die binären Signale werden mit Hilfe feststehender Spiegel und den dazu gehörenden Lichtquellen (je Spiegel eine Lampe) in Form von Strichen aufgezeichnet. Durch einen geeigneten Antrieb wird der Film mit einer bestimmten, einstellbaren Geschwindigkeit transportiert.

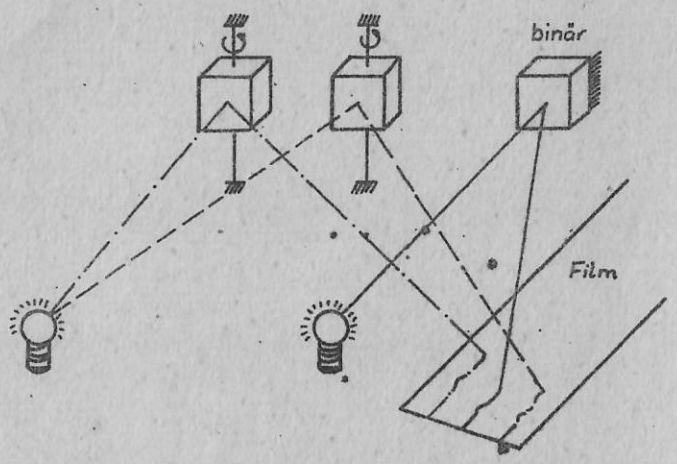


Bild 38: Prinzipdarstellung des Speichers

Um eine eindeutige Auswertung des Filmes zu garantieren, werden die Signale nicht gleichmäßig und durchgehend geschrieben.

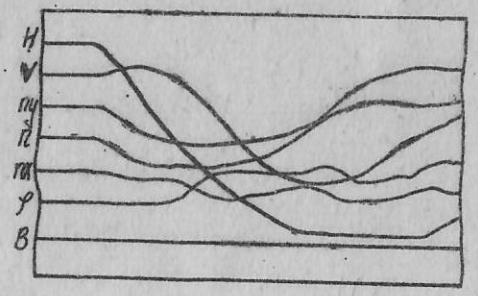


Bild 39: Beispiel einer Filmaufzeichnung

Die auf den Film reflektierten analogen Signale werden bekanntlich durch eine zentrale Lichtquelle gespeist. Über diese Lichtquelle wird ein Metallbügel, der durch einen Motor gesteuert wird bewegt. Der Metallbügel unterbricht der Reihe nach die Lichtstrahlen und gewährleistet auf diese Weise eine unterschiedliche Strichlänge der einzelnen Signale.
Ebenfalls durch die zentrale Lichtquelle wird die Bezugslinie geschrieben. Diese ist die Ausgangslinie für die Auswertung der binären Signale.
Für eine exakte Auswertung ist auch eine Zeitmarkierung notwendig. Die Zeitmarkierungen werden durch den Motor gesteuert und durch die Lampe L3 auf den Film reflektiert. Das heißt, der Motor schaltet zur entsprechenden Zeit noch zwei Schalter. Der eine liegt in Reihe zur L3, wird dieser kurzzeitig geschalten, erfolgt die Belichtung des Filmes durch die Lampe L3.
Die Aufzeichnung der binären Signale erfolgt im gegebenen Moment auf einer bestimmten Stelle des Filmes.

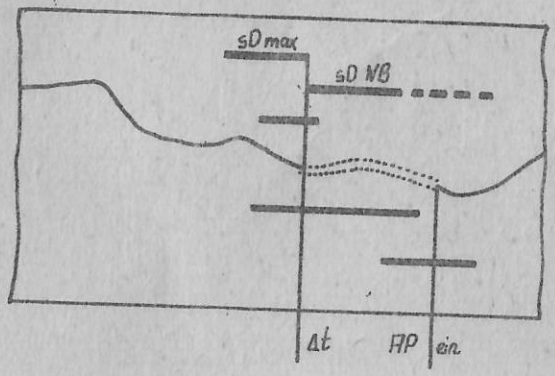


Bild 40: Beispiel einer Aufzeichnung binärer Signale

Durch den zweiten Schalter wird das sechste binäre Signal geschrieben. Es ist das Signal Autopilot. Das binäre Signal "Autopilot" wird auf das bereits vorhandene analoge Signal "Höhe" auf-

getragen. Der Kurvenzug des Höhensignales wird dann punktiert aufgezeichnet.

1.10.3 Wirkungsweise des Flugdatenschreibers SARPP-12 G-1

Mit dem Einschalten des Hauptschalters werden drei Spannungsstabilisatoren wirksam.

- U_4 Spannungsstabilisation für den Antriebsmotor
- Spannungsstabilisator Nr. 1 "D_1 - R_2"
- Spannungsstabilisator Nr. 2 "D_2 - R_3"

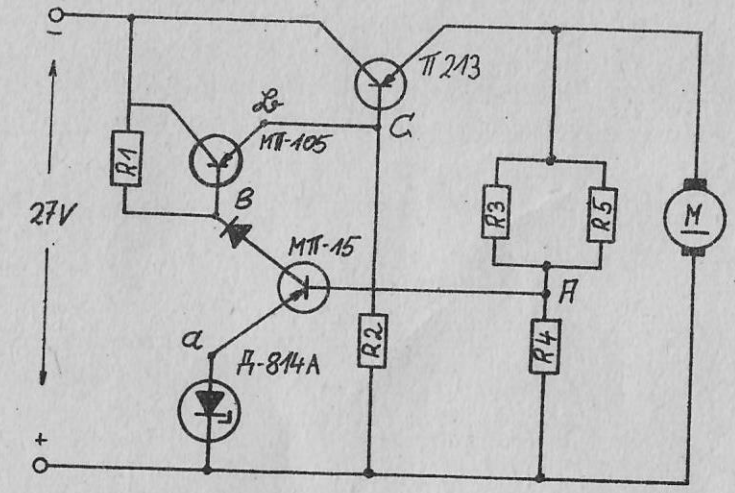


Bild 41: Schaltung des Spannungsstabilisators U_4

Spannungsbetrachtung:

$U = U + U_M$

$U_M = U - \Delta U$

Der Leistungstransistor P 213 ist ein spannungsabhängiger Widerstand.

Kausalkette:

$U\uparrow \longrightarrow U_M\uparrow \longrightarrow U_{R_4}\uparrow \longrightarrow$ Potential A$\downarrow$ (d.h. das Potential an A ist kleiner als an a) $\longrightarrow$ MP-15 öffnet (Basis ist negativer als Emitter) $\longrightarrow$ der Strom I_2 über die Diode D und R_1 nach Minus$\uparrow \longrightarrow$ Potential B $\uparrow$ (d.h. das Potential an B ist größer als an b) $\longrightarrow$ MP-105 schließt (Basis ist positiver als Emitter). $\longrightarrow$ $I_A\downarrow \longrightarrow$ Potential C$\downarrow \longrightarrow$ P-213 schließt (d.h. die Basis ist positiver als der Emitter) $\longrightarrow$ $I_3 = I_M\downarrow$

$\longrightarrow$ Nach dem Ohmschen Gesetz folgt $U = I\downarrow \cdot R\uparrow \longrightarrow$

Es ist der R zwischen E und C (R_{EC}) größer geworden.

Ergebnis:

U wird größer --- U_M bleibt konstant. Die größer werdende Spannung wird also durch ΔU kompensiert.

Die Zehnerdiode in der Schaltung hält das Potential "a" konstant und gibt somit den Sollwert für den Spannungsvergleich. Die Diode "D" gibt den Schutz vor Falschpolung. Die Spannungsstabilisatoren 1 und 2 stellen eine Dioden-Widerstandskombination dar und stabilisieren die Spannungen der Signale.

Bedeutung der Lampen:

Die Lampe L2 ist die zentrale Lichtquelle. Sie ist in Reihe geschalten zum Relais P_2 (Niederspannungsrelais).

Die Lampe L1 ist die Signallampe für die richtige Arbeit des Filmtransportes. Sie arbeitet, wenn Relais P_2 geschalten hat und der Kontakt KP-1 geschlossen ist. Der Kontakt KP-1 wird betätigt durch die Abwickelspule. Die Lampe L1 blinkt während des Filmtransportes (grüne Lampe). Die Lampe L3 schreibt die Zeitmarke und leuchtet auf, wenn der Nockenschalter KP-2 seine Kontakte schließt. Der Schalter KP-2 sitzt am Motorgetriebe des Filmtransportes.

Der Schalter KN-1:

Der Schalter KN-1 ist am Speicher angebracht und liegt elektrisch parallel zum Hauptschalter SARPP. Er dient zur Überprüfung des Filmtransportes und der grünen Signallampe L1.

Der Geschwindigkeitsschalter SSA-120:

Der prinzipielle Aufbau und die Arbeitsweise entsprechen dem Fahrtmesser. Er ist am statischen und dynamischen System des Flugzeuges angeschlossen. Das Kontaktpaar dieses Schalters schließt, wenn V_g = 120 km/h beträgt. Elektrisch liegt dieser Schalter parallel zum Hauptschalter SAHPP. Das bedeutet, wenn durch den Flugzeugführer der Hauptschalter des Flugdatenschreibers nicht eingeschaltet wurde, daß mit dem Erreichen der Geschwindigkeit von 120 km/h alle weiteren Signale aufgezeichnet werden.

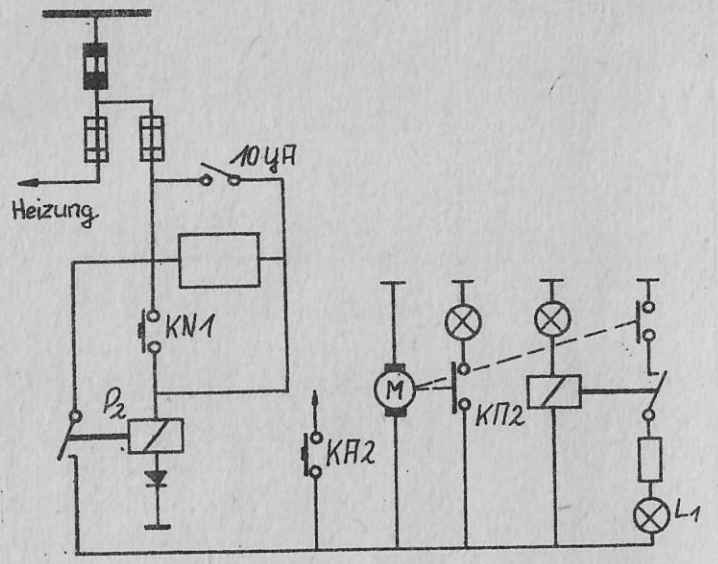


Bild 42: Vereinfachter Einschaltkreis

Die Lampenkontrollschaltung

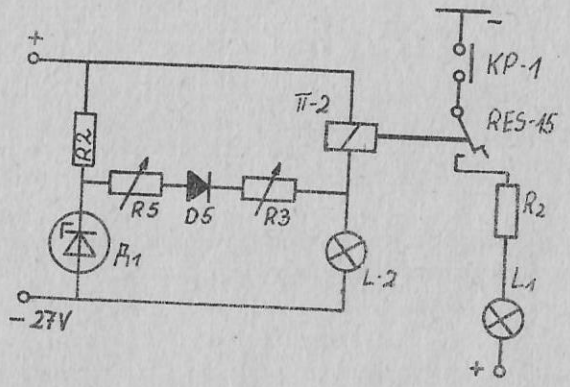


Bild 43: Die Lampenkontrollschaltung

Diese Kontrollschaltung ist notwendig, um die Funktion des Speichers überprüfen zu können. Würde die Lampe L 2 nicht brennen, wäre der Speicher fast wertlos. denn es könnten keine analogen Signale aufgezeichnet werden.
Der Strom über die Lampe L 2 ergibt sich aus

$$I_{L2} = i_1 + I_2 .$$

Brennt die Lampe L 2 durch, fällt das Relais P-2 ab. Somit wird der Stromkreis für die Signallampe L 1 unterbrochen.
Wenn die Kontrollampe L 1 nicht aufleuchtet, können im wesentlichen zwei Ursachen vorliegen:

1. Der Filmtransport kann defekt sein (KP-1),
2. Die Lampe L 2 (zentrale Lichtquelle) ist defekt.

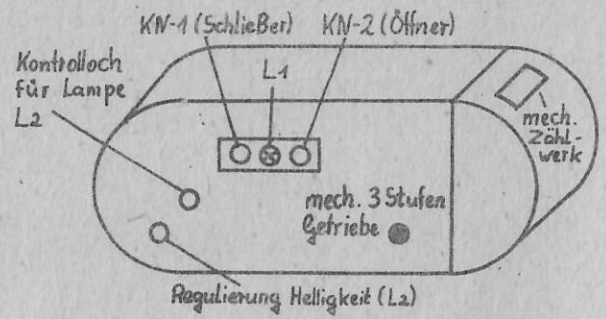


Bild 44: Anordnung am Speicher

Die Begriffe elektrisch Null und mechanisch Null:
Elektrisch Null ist dann erreicht, wenn der Flugdatenschreiber eingeschaltet ist, die Meßschaltung gespeist wird und die Meßgröße Null ist.
Mechanisch Null ist dann erreicht, wenn der Brückenstrom Null ist, und die Meßschaltung spannungslos ist.

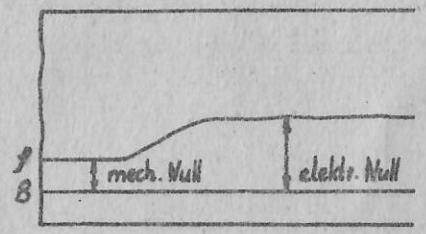


Bild 45: Darstellung von elektrisch und mechanisch Null auf dem Film

Um vor jedem neuen Flug alle Signale auf die Ausgangslinie zurück zu bringen, ist am Speicher der Knopf KN-2 angebracht.

Wird KN-2 gedrückt, ist die Spannungszuführung zum Spannungsstabilisator 2 unterbrochen. Das bedeutet, daß keine Spannung an den Galvanometern 1-6 anliegt. Die Galvanometer nehmen unter dieser Bedingung die Stellung mechanisch Null ein.
Daher wird bei der VFK und nach dem Kassettenwechsel KN-1 und KN-2 gleichzeitig gedrückt. Dabei muß L 1 blinken und L 2 aufleuchten. Der Filmtransport arbeitet und gewährleistet das Aufzeichnen der Ausgangslinie in der Stellung mechanisch Null. Dieser Vorgang dauert 20 Sekunden.

1.10.4 Technische Daten

Film: Typ 20 µm 0,09 mm dick; 35 mm breit
Länge 12 m in einer Kassette
Temperaturbereich: ± 60° C
Kassette: Festigkeit bis 150 g
Transportgeschwindigkeit: (einstellbar)

- 1 mm/s	Arbeitszeit	3 h 20'
- 2,5 mm/s	Arbeitszeit	1 h 20'
- 10 mm/s	Arbeitszeit	20'

Zeitmarkenabstand: 10 mm
Helligkeit L 2 ist einstellbar in Abhängigkeit vom Film und der Transportgeschwindigkeit.

1.10.5 Meßschaltungen

1.10.5.1 Meßschaltung der binären Signale (ausgenommen die Schaltung AP)

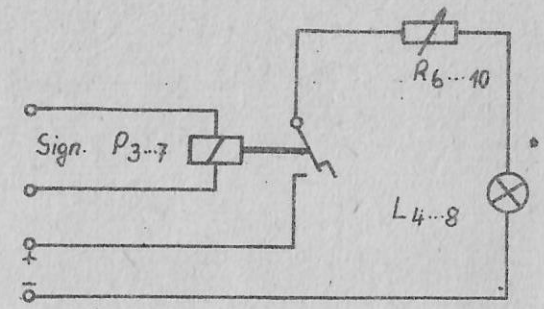


Bild 46: Meßschaltung der binären Signale

Mit den Widerständen R6 - R10 wird die Helligkeit der Lampen reguliert.

1.10.5.2 Meßschaltung der analogen Signale

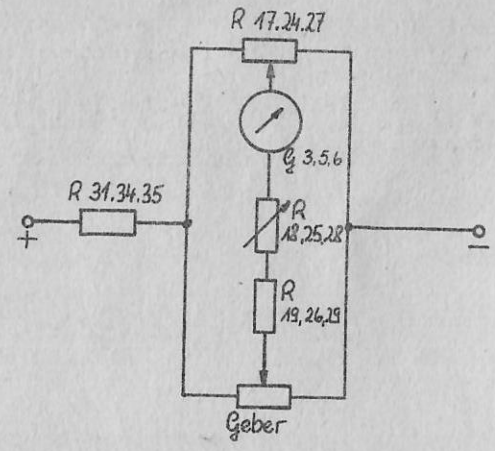


Bild 47: Meßschaltung der analogen Signale

Die Widerstände R 17, 24, 27 dienen dem Nullabgleich der Brückenschaltung und somit des Arbeitspunktes elektrisch Null.
Die Widerstände R 18, 25, 28 dienen zur Justierung der Amplitude (Stromänderung des Brückenzweiges). Durch eine Änderung des Stromes haben diese Wiederstände Einfluß auf den Ausschlagwinkel des Galvanometers

$$\alpha = \frac{k}{c} \cdot I$$

1.10.5.3 Die Meßschaltung Höhe mit der Aufschaltung des Signales AP

Wenn der Flugdatenschreiber arbeitet, wird durch den Antriebsmotor der Nockenschalter KP-3 betätigt. Genau betrachtet heißt das, der KP-3 öffnet und schließt seine Kontakte fortlaufend. Ist der Autopilot nicht eingeschaltet, ist die Funktion des KP-3 bedeutungslos. Es wird nur das Signal "Höhe" geschrieben.
Wird der Autopilot eingeschaltet, liegt der Plus an der Arbeitswicklung des Relais 2 an. Durch den Nockenschalter KP-3 wird der Stromkreis nach Minus geschlossen und danach wieder unterbrochen. Das hat zur Folge, daß der Widerstand R_{11} bei geöffneten KP-3 in der Meßschaltung bleibt und bei geschlossenen KP-3 kurzgeschlossen wird. Das bedeutet, daß der Strom über das Galvanometer in seiner Größe fortlaufend verändert wird. Daher kommt es, daß bei eingeschaltetem Autopilot die Höhenlinie als eine doppelt strichlinierte Linie erscheint.

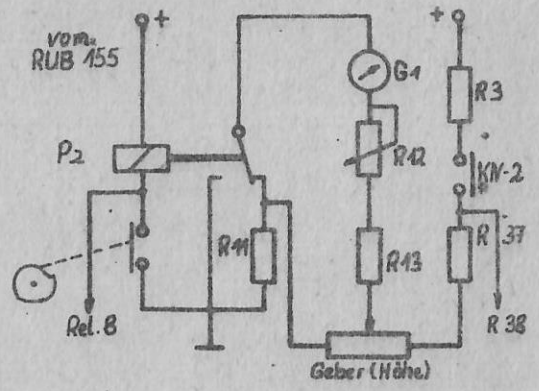


Bild 48: Meßschaltung der Höhe mit Autopilot

Die Meßschaltung für die Geschwindigkeit läßt die Möglichkeit einer Signalaufschaltung zu. In der Anlage SARPR-12 G-1 wird diese Möglichkeit nicht genutzt.

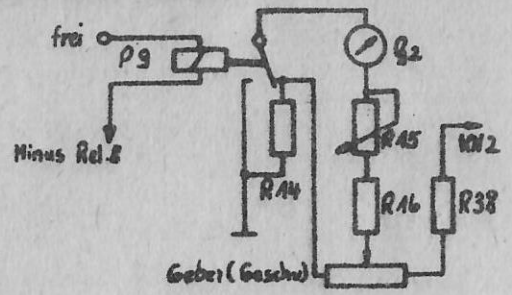


Bild 49: Meßschaltung der Geschwindigkeit

1.10.5.4 Meßschaltung der Drehzahl

Die Dreiphasenwechselspannung wird gleichgerichtet und dem Galvanometer zugeführt. Damit in allen Arbeitsbereichen eine stabile Anzeige bzw. Aufzeichnung erfolgt, wird gleichzeitig eine konstante Gleichspannung zusätzlich zugeführt (z.B. zittert der Zeiger des Drehzahlmessers in niedrigen Drehzahlbereichen). Über den Nockenschalter KP-3 ist auch hier eine zusätzliche Signalaufschaltung möglich.

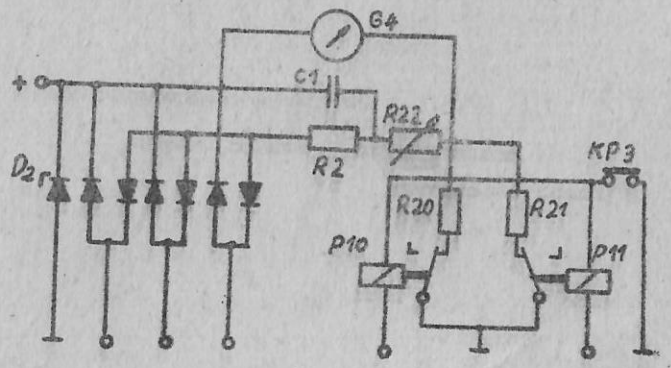


Bild 50: Meßschaltung für die Drehzahl

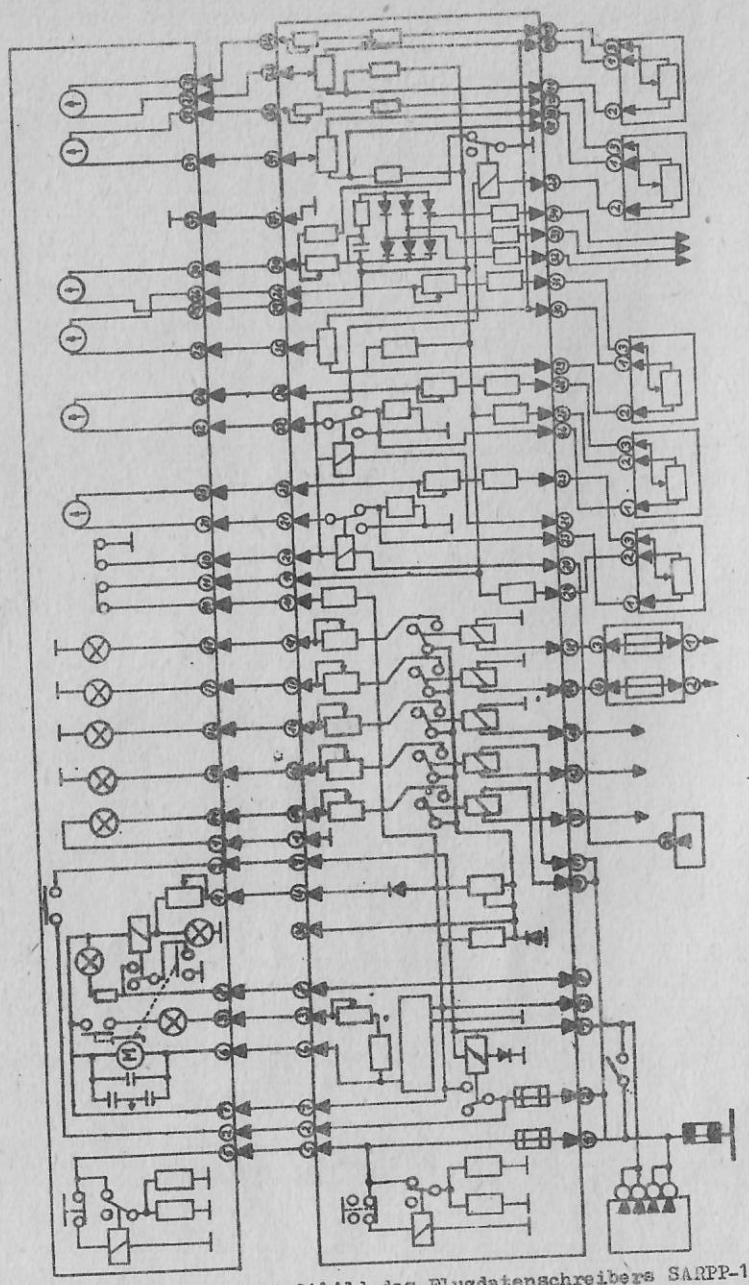


Bild 51: Gesamtschaltbild des Flugdatenschreibers SARPP-12 G-1

1.11 Der Steuerautomat AKU-3W

1.11.1 Aufgabe

Der Steuerautomat gewährleistet in allen Flughöhen und Geschwindigkeitsbereichen eine gleichbleibende Wirkung des Höhenruders bei gleichen Steuerknüppelausschlag. Die am Höhenruder wirkende Kraft ist von folgenden Größen abhängig:

- Ausschlagwinkel des Höhenruders
- Geschwindigkeit des Flugzeuges
- Flughöhe (Luftdichte).

Um diese Aufgabe technisch zu realisieren, muß der Ausschlagwinkel des Höhenruders in Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit und der Höhe verändert werden. Es muß das Übersetzungsverhältnis zwischen dem Steuerknüppel und dem Höhenruder verändert werden. Aus diesem Grunde ist eine Änderung der Hebellänge im Steuergestänge vorgesehen.

Die automatische Einstellung der notwendigen Hebellänge darf die Steuerung des Flugzeuges nicht stören.

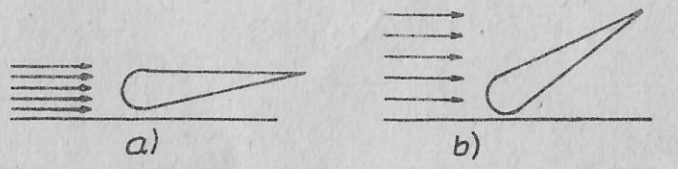


Bild 52: Höhenruderausschlag bei verschiedenen Bedingungen
a) Große Geschwindigkeit oder niedrige Höhe
b) Kleine Geschwindigkeit oder große Höhe

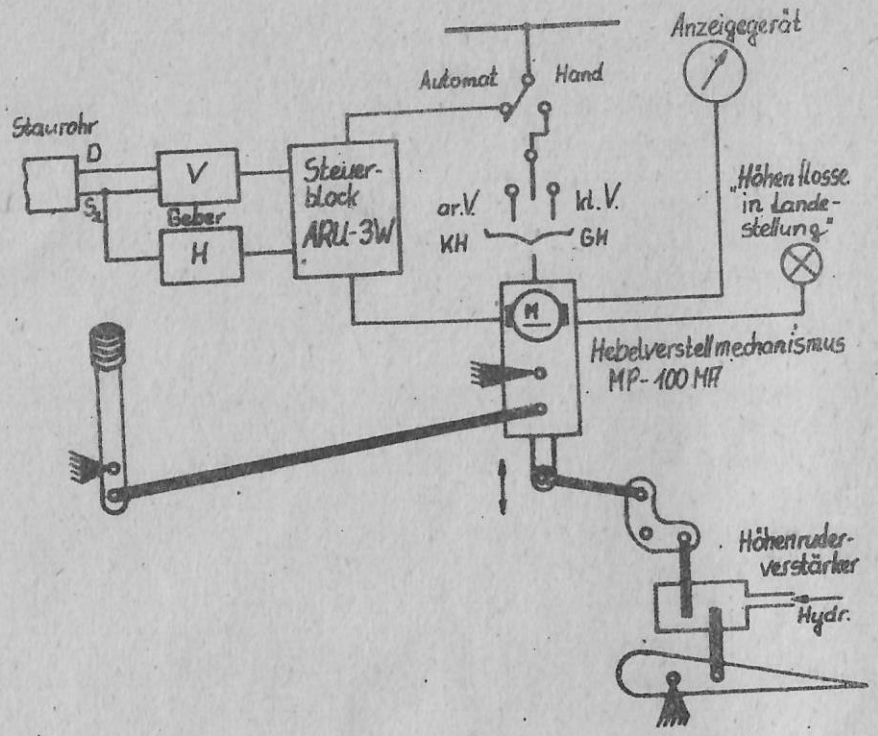


Bild 53: Blockschaltbild des Steuerautomaten ARU-3W

1.11.2 Aufbau

Der Hebelverstellmechanismus MP-100 MA zur Veränderung des Übersetzungsverhältnisses zwischen dem Steuerknüppel und dem Höhenruder besteht aus:

- Reihenschlußmotor für Rechts- und Linkslauf;
- zwei Potentiometer (Rückmeldung und Anzeige);
- drei Endschalter (zwei zum Abschalten des Motors in den Endstellungen, einen zum Einschalten der Signallampe).

Der Steuerblock, der die Höhen- und Geschwindigkeitsgrößen aufnimmt und somit die Veränderung der Hebellänge bestimmt, besteht

aus:

- Geschwindigkeitsgeber MRD-106;
- Höhengeber MRD-126;
- polarisiertes Relais RPS-5;
- zwei Schaltrelais RS-3.

Das Anzeigegerät ist ein Spannungsmesser (Drehspulmeßwerk) und hat eine Skala, die einmal in km Höhe und zum anderen in km/h geeicht ist.

Zwei Schalter

- Automatik - Hand;
- große Geschwindigkeit - kleine Geschwindigkeit.

Signallampe "Stabilisator in Landestellung" im T-4

1.11.3 Arbeitsbereich des Steuerautomaten ARU-3W

Hebellänge in mm	$V_{geräte}$ in km/h	Höhe in km
100 mm (GH)	< 450 km/h	> 10 km
100 - 50 mm	450 - 1000 km/h	5 - 10 km
50 mm (KH)	> 1000 km/h	< 5 km

1.11.4 Arbeitsweise der Anlage nach dem vereinfachten Schaltbild

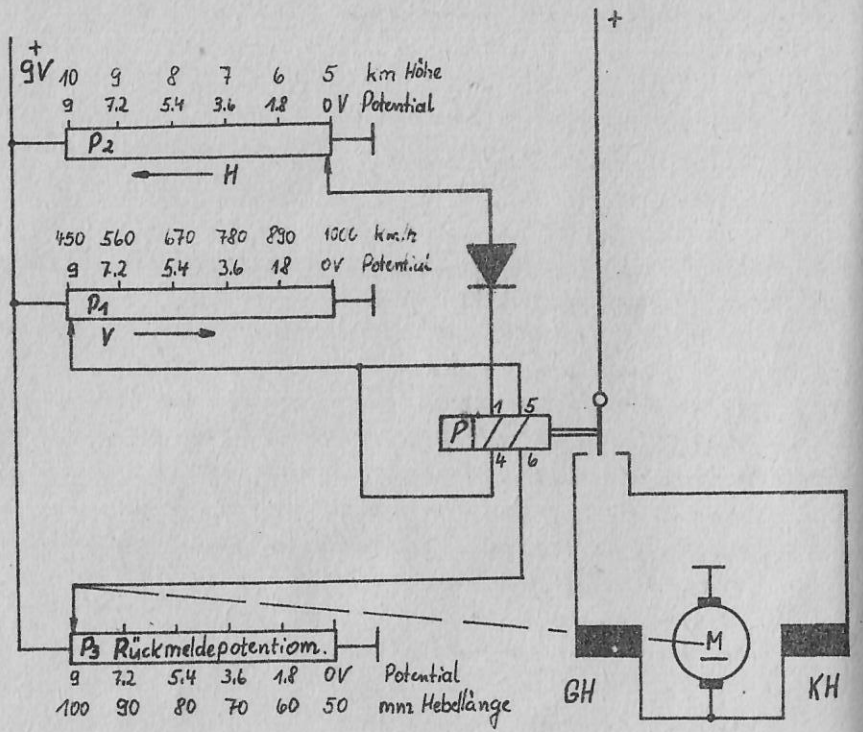


Bild 54: Vereinfachtes Schaltbild

Die Steuerung des Motors erfolgt durch zwei Brückenschaltungen über ein polaisiertes Relais. Die erste Brücke bildet sich durch P_1 und P_3 über die Wicklung 5-6 des polarisierten Relais.
Die zweite Brücke bildet sich durch P_2 und P_1 über den Gleichrichter und der Wicklung 1-4 des polarisierten Relais.
Wird die Geschwindigkeit des Flugzeuges größer als 450 km/h, kommt es zu einem Stromfluß über die Wicklung 6-5 des polarisierten Relais von P_3 nach P_1. Das polarisierte Relais schaltet und bewirkt, daß über das entsprechende Schaltrelais der Motor des Hebelverstellmechanismus eingeschaltet wird. Der Motor verkleinert die Hebellänge solange, bis das Potential an P_3 (Rückkoppelpotentiometer) ebensogroß ist wir an P_1.
Der Höhengeber P_2 wird über den Gleichrichter erst dann wirksam, wenn an ihm ein höheres Potential entsteht als an P_1. In diesem Falle fließt ein Strom von P_2 nach P_1 über die Wicklung 1-4 des polarisierten Relais. Der Motor wird eingeschaltet und vergrößert den Hebelarm.
Durch diese Verstellung entsteht am P_3 ein größeres Potential als an P_1. Somit entsteht ein Stromfluß von P_3 nach P_1 über die Wicklung 6-5 des polarisierten Relais.
Die Ströme über die Wicklungen des polarisierten Relais (von 1-4 und 6-5) sind entgegengerichtet. Somit wird das Potential an P_3 solange vergrößert, bis die beiden einander entgegen gerichteten Ströme gleich groß sind und sich in ihrer Wirkung aufheben. Das polarisierte Relais fällt ab und der Motor wird ausgeschaltet. Eine weitere Vergrößerung der Geschwindigkeit führt in diesem Falle zu kleiner Hebellängenänderung, denn beide Zweigströme (P_2/P_1 und P_3/P_1) werden gleichzeitig größer.
Auf diese Weise wird gewährleistet, daß immer die größte notwendige Hebellänge eingestellt wird.

Anmerkung: Durch den Motor des Hebelverstellmechanismus wird ebenfalls der Abgreifer des Potentiometers P_4 verstellt. Über P_4 wird die der jeweiligen Hebellänge entsprechende Spannungsgröße abgegriffen und einem Anzeigegerät zugeführt.

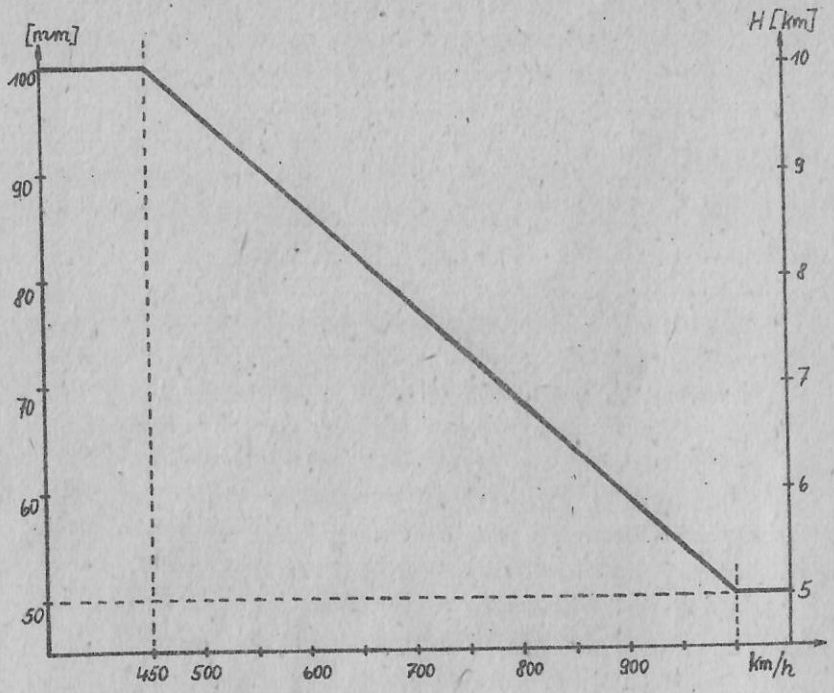


Bild 55: Graphik zur Bestimmung der Hebellänge

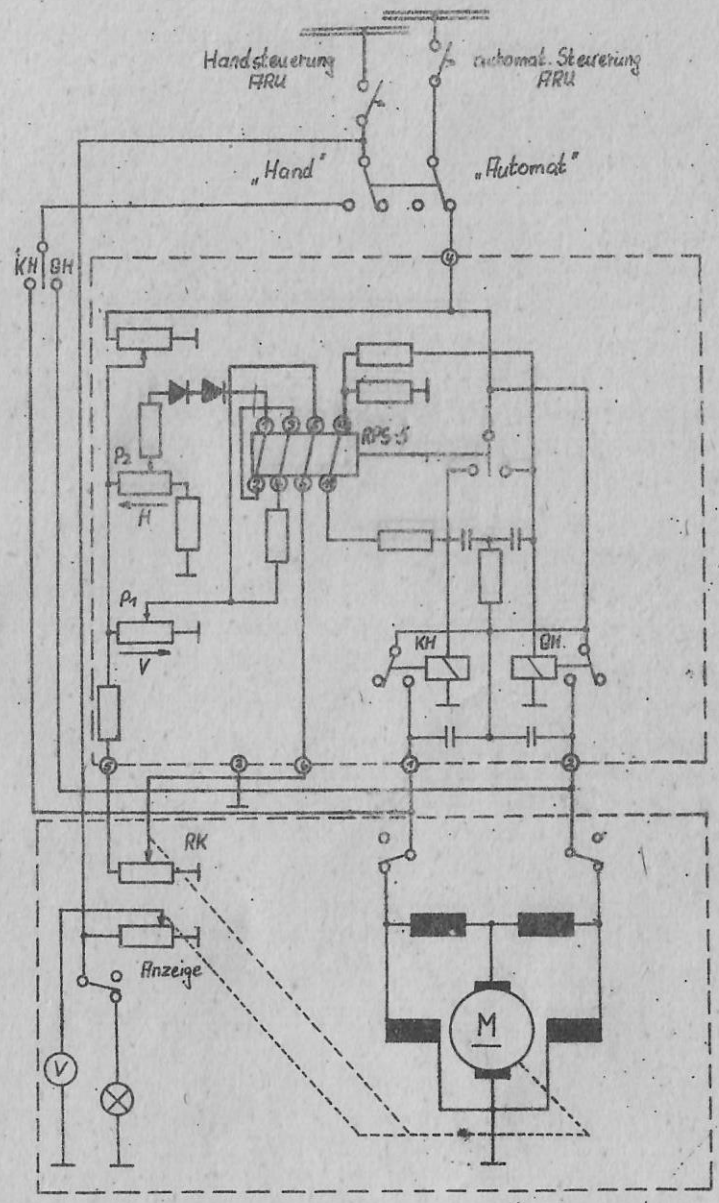


Bild 56: Gesamtschaltbild des Steuerautomaten ARU-3W

1.12 Die Trimmeffektsteuerung

1.12.1 Aufgabe und Bedeutung

Durch eine ungleichmäßige Gewichtsverteilung im Flugzeug entstehen Lastigkeiten am Bug oder Heck des Flugzeuges (z.B. bei der Entleerung der einzelnen Kraftstoffbehälter). Um das Flugzeug in einer horizontalen Fluglage zu halten, müßte der Pilot laufend die Steuerung des Flugzeuges betätigen. Es wäre also erstrebenswert eine Anlage zu montieren, die unter den genannten Bedingungen die Tätigkeit des Piloten erleichtert. Es muß ein ständiger Höhenruderausschlag in Abhängigkeit von der Lastigkeit gewährleistet werden, ohne daß der Steuerknüppel betätigt wird.

1.12.2 Aufgabe und Bedeutung des Belastungsmechanismus

Für das Steuergefühl eines jeden Piloten ist der Steuerdruck notwendig. Da aber bei modernen Flugzeugen die Steuerung mit hydraulischen Verstärkern versehen ist, werden die am Ruder auftretenden Kräfte kompensiert. Um die dadurch entstehenden Schwierigkeiten für die Steuerung des Flugzeuges zu beseitigen, wird der Steuerdruck durch einen Belastungsmechanismus imitiert (Federpaket).

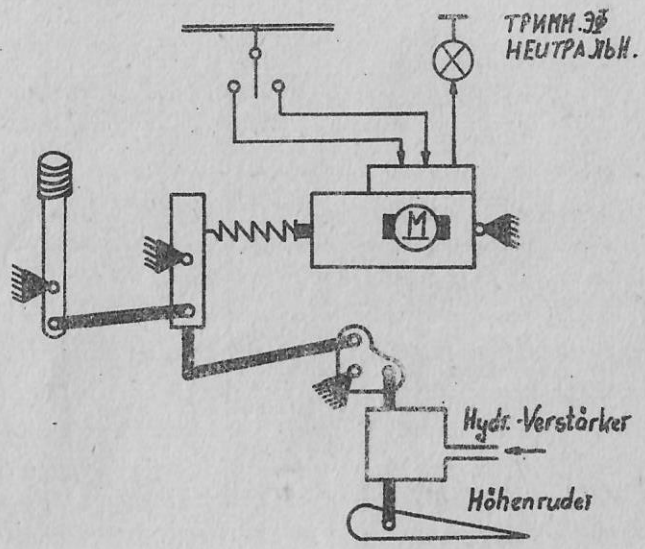


Bild 57: Prinzipielle Darstellung der Höhensteuerung eines Flugzeuges mit hydraulischem Verstärker

1.12.3 Arbeitsweise der Trimmeffektsteuerung

Wenn jetzt die Frage gestellt wird, wie kann ein ständiger Ausschlag des Höhenruders erreicht werden, kann die Antwort nur lauten, durch Verstellen des Lagerpunktes des Belastungsmechanismus durch einen Elektromotor.
Der verwendete Elektromotor muß rechts- und linkslaufend sein, um Bug- und Hecklastigkeit austrimmen zu können. Die neutrale Lage der Trimmeinrichtung muß signalisiert werden.

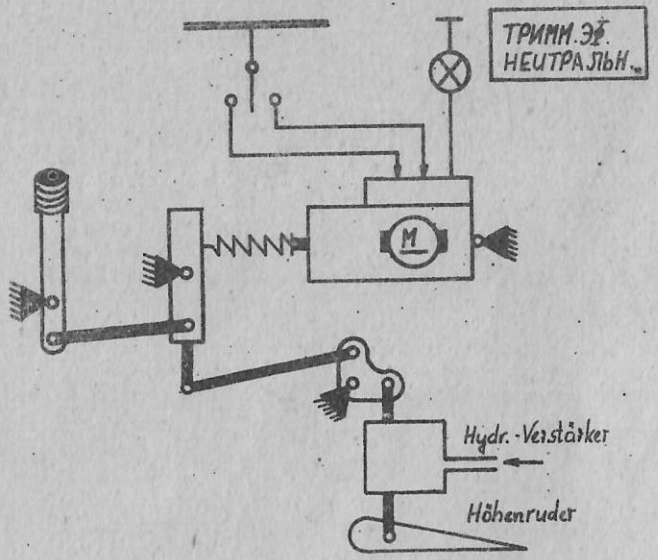


Bild 58: Prinzipielle Darstellung der Höhensteuerung mit Trimmeinrichtung

Reihenfolge des Austrimmens

Tritt eine Lastigkeit auf, wird durch Steuerknüppelausschlag das Flugzeug in die horizontale Lage gebracht. (Die Feder des Belastungsmechanismus ist gespannt.) In dieser Lage wird der Schalter der Trimmeinrichtung betätigt, bis die Feder entspannt ist. Das bedeutet, daß jetzt der Steuerknüppel neutral steht und ein der Lastigkeit entsprechender Ruderausschlag vorhanden ist.

Bei der Durchführung von Kontrollen muß die Trimmeffektsteuerung neutral gestellt werden. Dabei muß im T-4 die Signallampe "Trimmeffekt neutral" aufleuchten.

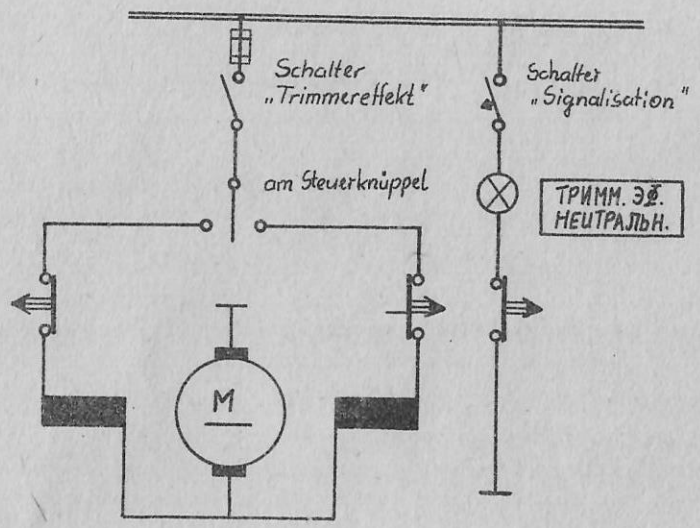


Bild 59: Vereinfachtes Schaltbild der Trimmeffektsteuerung

1.13 Beschleunigungsmesser

1.13.1 Aufgabe und Bedeutung

Während eines Fluges treten verschiedene Beschleunigungskräfte auf. Die dabei in Richtung der Hochachse des Flugzeuges wirkenden Beschleunigungskräfte werden durch den Beschleunigungsmesser angezeigt. Die angezeigten Werte sind ein Vielfaches der Erdbeschleunigung.

Es werden positive und negative Werte angezeigt.

Positive Beschleunigungen wirken beim Piloten in Richtung des Gesäßes. In dieser Richtung verträgt der Mensch 6-7 g, kurzzeitig bis zu 20 g!

Negative Beschleunigungen wirken beim Piloten in Richtung des Kopfes. Die Verträglichkeit des Menschen ist sehr unterschiedlich und aus diesem Grunde können keine genauen Zahlenwerte angegeben werden.

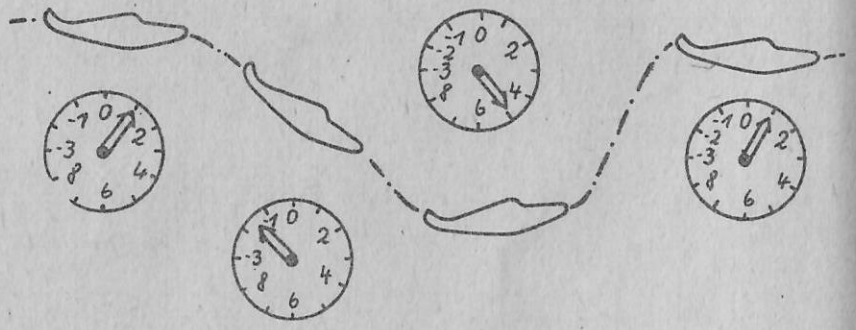


Bild 60: Seitenansicht einer Flugbahn und den wirkenden Beschleunigungskräften

1.13.2 Aufbau und Arbeitsweise

Als reagierendes Element verwendet man ein oder zwei Belastungskörper, die gegen die Kraft einer Spiralfeder wirken.

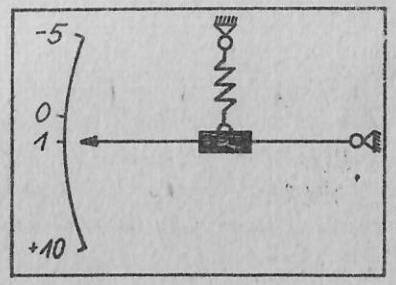


Bild 61: Prinzipielle Darstellung eines Beschleunigungsmessers

Wirkt eine Kraft auf den Belastungskörper, wird dieser seine Lage verändern. Die Änderung der Lage ist aber nur soweit möglich, bis der Beschleunigungskraft die Richtkraft der Feder proportional ist. Diese Bewegung des Belastungskörpers wird über einen Mechanismus zur Anzeige vor einer Skala gebracht.

1.13.3 Besonderheiten am Beschleunigungsmesser

Wie bereits gesagt, treten positive und negative Beschleunigungskräfte auf. Demzufolge haben Beschleunigungsmesser auch einen positiven und negativen Skalenteil. Bei den einzelnen Typen sind die Meßbereiche verschieden groß.

Zwei Schleppzeiger (rot) bleiben auf dem jeweils in den beiden Richtungen aufgetretenen Maximalwert stehen. Durch einem am Gerät angebrachten Druckknopf können beide Schleppzeiger wieder in die neutrale Lage - 1 g - zurückgeholt werden.

Im unbelasteten Falle steht also der Zeiger auf dem Skalenwert 1 g. Denn die Belastungskörper, wir Menschen und alle Gegenstände, sind ja ständig der wirkenden Erdbeschleunigung ausgesetzt. Eine Anzeige von - 0 g - würde demzufolge bedeuten, es herrscht

der Zustand der Schwerelosigkeit.

1.13.4 Die Arretiereinrichtung

Um die Belastungskörper beim Transport nicht unnötig in Bewegung zu setzen, müssen diese nach dem Ausbau arretiert werden. Dazu ist im hinteren Teil des Gehäuses eine Arretierschraube angebracht. Wird die Schraube hineingedreht, erreicht sie eine Bohrung des Übertragungssegmentes und arretiert somit das reagierende Element.

1.14.1 Aufgabe und Bedeutung

Die Borduhr dient zur Zeitmessung und insbesondere zur Lösung navigatorischer Aufgaben. Sie ist mit einem Fünftagewerk ausgerüstet und darf in 24^h eine Fehlanzeige von $\pm$ 1 Min. haben. Die Borduhr gestattet das Messen mehrerer Zeiten.

- Die Tageszeit in Stunden und Minuten,
- die Flugzeit in Stunden und Minuten,
- bestimmte Zeitabschnitte durch eine Stoppuhr.

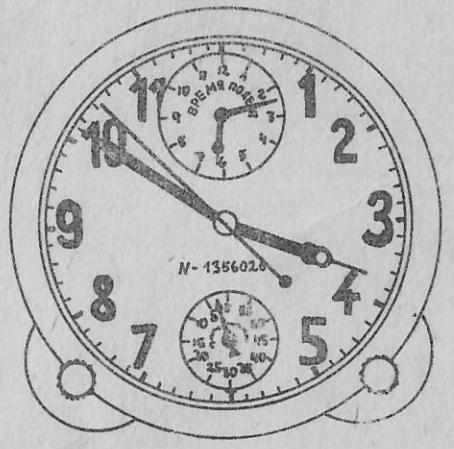


Bild 62: Ansicht der Bo...

1.14.2 Bedienung der Borduhr

- Aufziehen

  Linker Knopf nach links drehen

- Stellen
  Linker Knopf herausziehen und durch drehen die Uhrzeit einstellen. Knopf wieder eindrücken und Signalfeld in der Flugzeituhr beobachten. Der Knopf wird mehrmals gedrückt, bis das weiße Signalfeld sichtbar ist.

- Flugzeituhr einschalten
  Linker Knopf wird gedrückt. Im Signalfeld ist ein weiß-graues Signal sichtbar.

- Flugzeituhr ausschalten
  Linker Knopf wird gedrückt. Im Signalfeld ist ein graues Signal sichtbar.

- Flugzeituhr neutral stellen
  Linker Knopf wird gedrückt. Im Signalfeld ist ein weißes Signal sichtbar.

- Betätigung der Stoppuhr
  Die Stoppuhr wird mit dem rechten Knopf betätigt.
  Erstes Mal drücken - Stoppuhr läuft,
  zweites Mal drücken - Stoppuhr steht,
  drittes Mal drücken - Stoppuhr neutral gestellt.